



UNIVERSIDAD CARLOS III DE MADRID
ESCUELA POLITÉCNICA SUPERIOR

DEPARTAMENTO DE BIOINGENIERÍA E INGENIERÍA
AEROESPACIAL

DISEÑO Y CONTRUCCIÓN DE UN
MOTOR COHETE HIBRIDO

PROYECTO FINAL DE CARRERA
INGENIERÍA INDUSTRIAL

Autor: Carlos Seisdedos Corteguera

Tutor de proyecto: Oscar Flores Arias

Director de proyecto: Manuel García-Villalba

Junio 2013



Agradecimientos

Quisiera dar las gracias en primer lugar a mi familia y a la universidad por darme la oportunidad de cursar estos estudios.

Gracias a todos aquellos compañeros y amigos que me han ayudado a lo largo de toda la carrera y en la realización de este proyecto.

Gracias a mis profesores Oscar Flores y Manuel García-Villalba por la oportunidad de poder realizar un proyecto tan interesante y al técnico de taller Carlos Cobos por sus consejos y experiencia.

Un agradecimiento especial a Manuel Martínez-Sánchez profesor del MIT de Boston por su ayuda y consejos.

¡Muchas gracias a todos!

Resumen del proyecto

Este trabajo práctico tiene como finalidad el diseño y la construcción de un motor de propulsión tipo cohete. Así mismo, el estudio de la idoneidad del motor cohete tipo híbrido para el propósito docente del proyecto.

Para su diseño, partimos del motor cohete de demostración del Departamento de Aeronáutica y Aeroespacial del Instituto Tecnológico de Massachusetts (MIT).

El diseño 3D de las piezas se ha realizado con el programa Solid Edge (Siemens).

Para el cálculo de las dimensiones de los diferentes elementos, se han realizado diferentes suposiciones, las cuales se especifican en los apartados correspondientes al diseño del elemento en cuestión, como son:

- Flujo estacionario y condiciones próximas a las de remanso aguas arriba de la tobera, la cual se ha diseñado como tobera sónica.
- En el cálculo de resistencias mecánicas, se utiliza tanto la suposición de pared delgada como de pared gruesa para asegurar coeficientes de seguridad aceptables.
- En algunos casos se han tomado valores extraídos de otros trabajos de manera que se asegure el correcto funcionamiento del sistema.

Los resultados de este proyecto han sido:

- Diseño y construcción de un motor cohete híbrido de demostración con un nivel de empuje del orden de magnitud requerido por los objetivos del proyecto.
- Diseño modular el cual permite continuar, mediante trabajos futuros, el estudio de los diferentes parámetros geométricos que afectan las actuaciones de este tipo de motores cohete.
- Construcción de una estructura auxiliar, la cual permite desplazar de manera cómoda y albergar tanto el motor como todos los sistemas necesarios para su funcionamiento

Abstract

The aim of this project is the designing and building of a rocket propulsion engine, as well as the study of hybrid rocket type engine.

For the design, we start from the demonstration hybrid rocket engine of the Aeronautics and Aerospace Department of the Massachusetts Institute of Technology (MIT).

The 3D design of the parts was made with the program Solid Edge (Siemens).

For the calculation of the dimensions of the different elements, different assumptions have been made, which are specified in the sections corresponding to the design of the element in question, such as:

- Stationary flow conditions, stagnation conditions upstream of the nozzle, which is designed as sonic nozzle.
- In the calculation of mechanical resistances, the thin wall assumption is used as well as thick wall to ensure acceptable safety factors.
- In some cases they have taken values extracted from other works so that it ensure proper system operation.

The results of this project were:

- Design and construction of a demonstration hybrid rocket motor with thrust level of the order of magnitude required by the project's objectives.
- Modular design which allows continuing through future works the study of the different geometric parameters that affect this type of rocket engines performance.
- Construction of an auxiliary structure, which allows you to move comfortably and hold both the engine and all the systems required for operation



Índice:

Introducción y objeto del proyecto.....	8
1 La propulsión a reacción.....	9
1.1 Motores alternativos.....	9
1.2 Motores a reacción.....	10
2 El motor cohete.....	14
2.1 Clasificación de los motores cohete.....	15
3 El cohete híbrido.....	25
3.1 Ventajas y desventajas de la propulsión híbrida:.....	26
3.2 Aplicaciones y propulsores:.....	29
3.3 Análisis de la actuación y configuración de grano.....	32
3.4 Proceso de combustión.....	35
4. Definiciones y fundamentos de la propulsión:.....	41
5. Teoría de flujo isentrópico, toberas y relaciones termodinámicas que rigen su comportamiento.....	47
6. Diseño y construcción.....	60
Diseño de partida.....	60
Diseño de nuestro motor.....	62
Bloques metálicos.....	62
Bloque de combustible.....	76
Tobera y boquilla de grafito.....	86
Sellado del aparato.....	99
Estructura soporte.....	100
Vía de alimentación de oxígeno.....	101
7. Montaje, puesta en marcha y medidas.....	104
8. Presupuesto.....	114



9. Conclusiones.....	115
10. Trabajos futuros y mejoras de diseño.....	116
11. Bibliografía.....	118

Introducción y objeto del proyecto.

Este proyecto para el Departamento de Bioingeniería e Ingeniería Aeroespacial surge como necesidad para complementar la teoría de los nuevos grados de la universidad, en concreto el grado de Ingeniería Aeroespacial.

El objeto es diseñar y construir un motor cohete con el que poder demostrar a los alumnos los principios de las asignaturas relacionadas con la propulsión, facilitando de este modo el aprendizaje. Los parámetros que se fijaron previos al diseño fueron:

- El empuje del cohete se limita a un valor entorno a un kilogramo de fuerza (10N) y el uso de tobera convergente (sónica).
- El combustible ha de ser polimetilmetacrilato (PMMA) y el oxidante oxígeno gaseoso.
- El diseño debe ser fácilmente accesible, fácil de operar, seguro y abierto a modificaciones posteriores. Además de su función demostrativa, el motor está orientado a continuar, en trabajos posteriores, con el estudio y diseño de estos sistemas de propulsión, así como a la realización de prácticas académicas para las asignaturas del área de propulsión.

1. La propulsión a reacción.

Se llaman motores a los mecanismos capaces de transformar la energía de cualquier origen en energía mecánica. Dentro de esta definición existe el grupo de los motores térmicos, que son capaces de obtener esa energía mecánica a partir de la energía química de un combustible.

Los motores de este tipo conocidos pueden dividirse, a su vez, en dos grandes grupos:

1.1 Motores alternativos.

El motor alternativo, también conocido como motor de pistón, es un motor térmico que usa uno o varios sistemas de cilindro-pistón para convertir fuerzas de presión en movimiento de rotación de un eje.

Existen infinidad de diseños de este tipo de motores, desde la máquina de vapor, pasando por los motores de dos y cuatro tiempos, hasta el motor Stirling. Podemos ver algunas configuraciones de pistones en la figura 1.

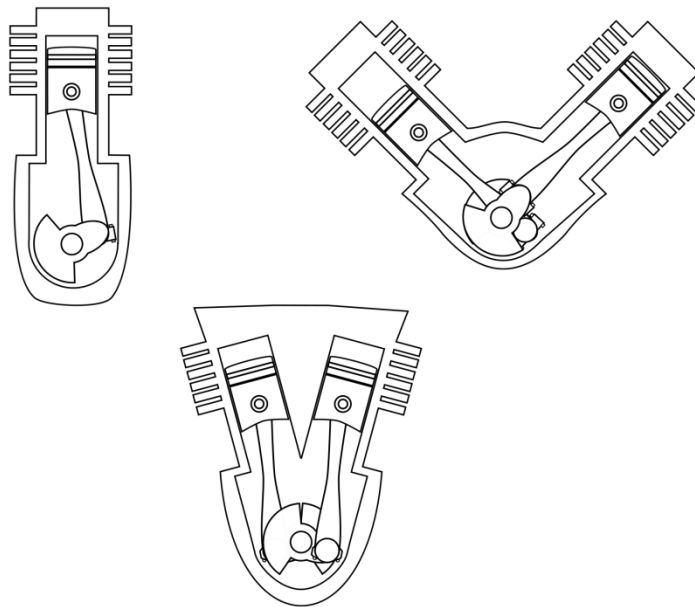


Figura 1 Sistemas cilindro-pistón

1.2 Motores a reacción.

Los motores a reacción, también llamados reactores o jets, son motores que descargan al exterior un chorro de fluido a elevada velocidad para generar empuje. Dentro de esta definición se incluyen los turbo reactores, turbofanés, cohetes y estatorreactores; aunque normalmente el término se usa para cualquier turbina de gas utilizada para propósitos de propulsión.

Pasamos a describir los diferentes tipos de motores a reacción:

- a) Turbo reactor: este motor consiste en una entrada de aire, un compresor de aire, una cámara de combustión, una turbina de gas (la cual mueve el compresor) y una tobera. El ciclo de trabajo de estos motores es el de Brayton. Los turbo reactores son bastante ineficientes y muy ruidosos, pero proporcionan un alto empuje en relación a su peso. En la figura 2 podemos ver el esquema de este tipo de motores.

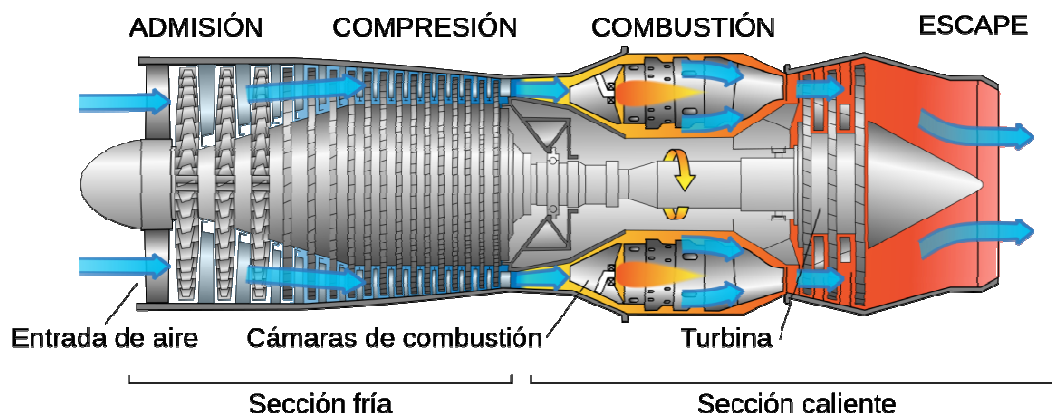


Figura 2 Esquema de un turbo reactor

- b) Turbofán: reemplazaron en aviación comercial a los turbo reactores. Se caracteriza por tener un ventilador en la parte frontal del motor. El aire que entra al aparato se divide en dos flujos, uno que sigue las mismas etapas que en un turbo reactor en el núcleo y otro que se dirige a través de un conducto anular exterior concéntrico al núcleo. En comparación a los anteriores, presentan como ventajas consumir menos combustible y ser menos ruidosos. En la figura 3 podemos ver el esquema de este tipo de motores.

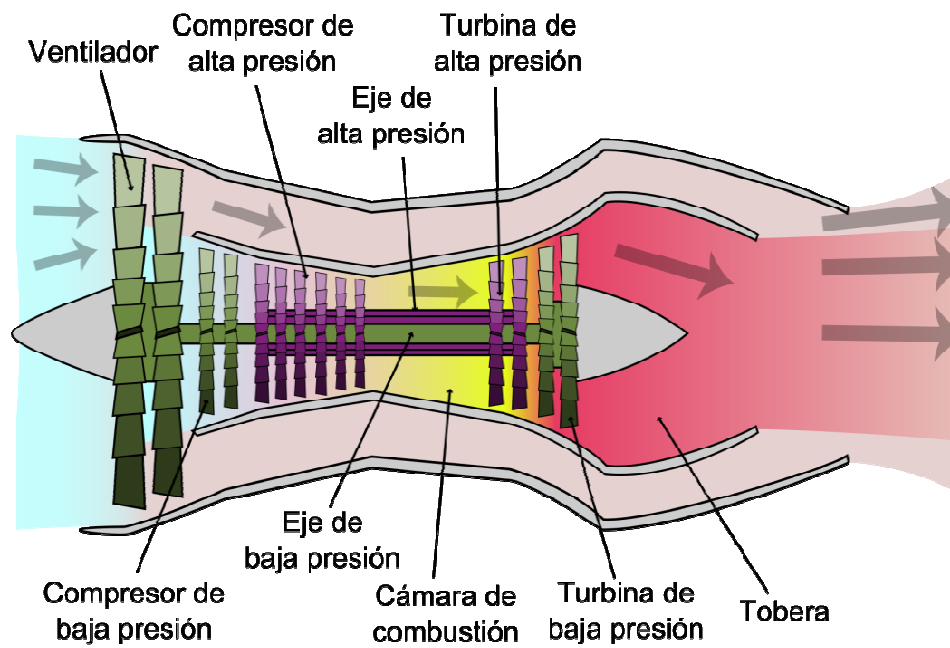


Figura 3 Esquema de un turbofán

- c) Turbohélice: en este caso, la potencia generada por la turbina se transmite mediante un eje a una hélice propulsora situada delante de la misma. En torno al 90% del empuje lo proporciona la hélice, siendo solamente el 10% realizado por el chorro de los gases de escape. En la figura 4 podemos ver el esquema de este tipo de motores.

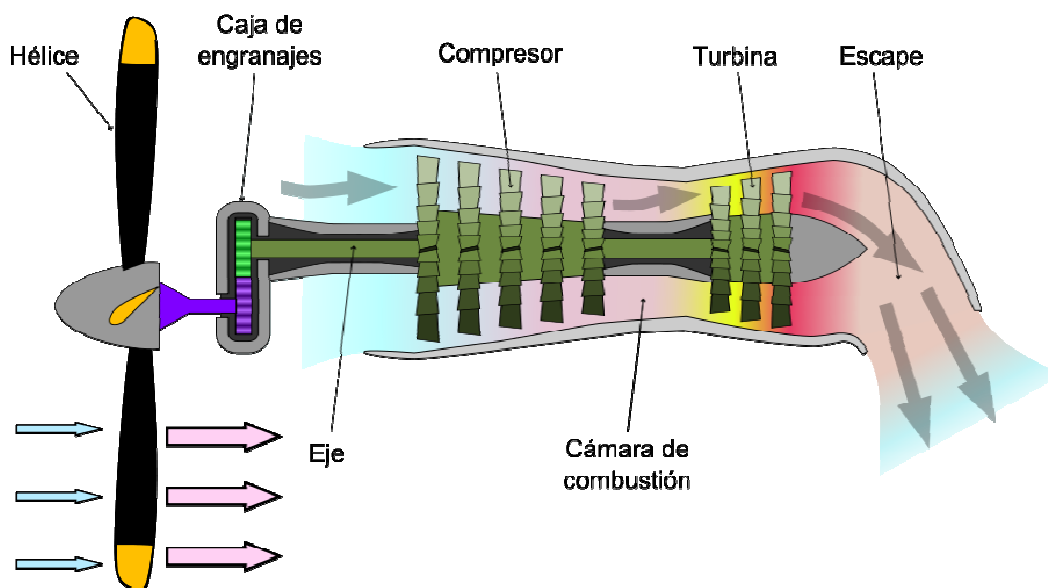


Figura 4 Esquema de un turbohélice

- d) Cohete: se caracterizan porque incorporan tanto el combustible como el comburente u oxidante dentro del sistema, por lo que son los únicos sistemas completamente autónomos de esta clasificación. Se explican con detalle más adelante. En la figura 5 podemos ver el esquema de este tipo de motores.

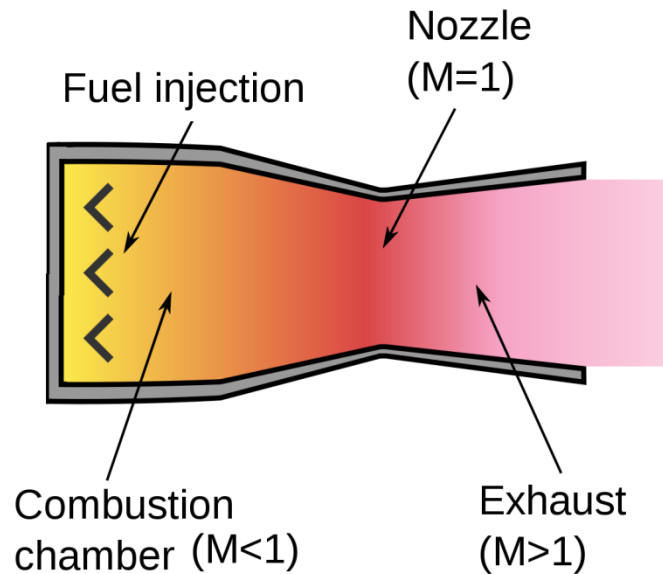


Figura 5 Esquema de un cohete

- e) Estatorreactor: se encuentran en un punto intermedio entre los turborreactores y los cohetes. Necesitan tomar aire del exterior pero la compresión, en vez de realizarla con un compresor, la realizan mediante una serie de ondas de choque que aparecen a la entrada del aparato o mediante compresión isentrópica de la corriente a la entrada del aparato, lo cual requiere que el aparato se desplace a velocidades supersónicas $M>1$; y la expansión, mediante una tobera convergente-divergente, en lugar de con una turbina. En la nomenclatura inglesa se dividen en ramjet y scramjet según si la combustión se realiza a velocidades subsónicas o supersónicas respectivamente en la cámara de combustión. En las figura 6 y 7 podemos ver los esquemas de estos tipos de motores.

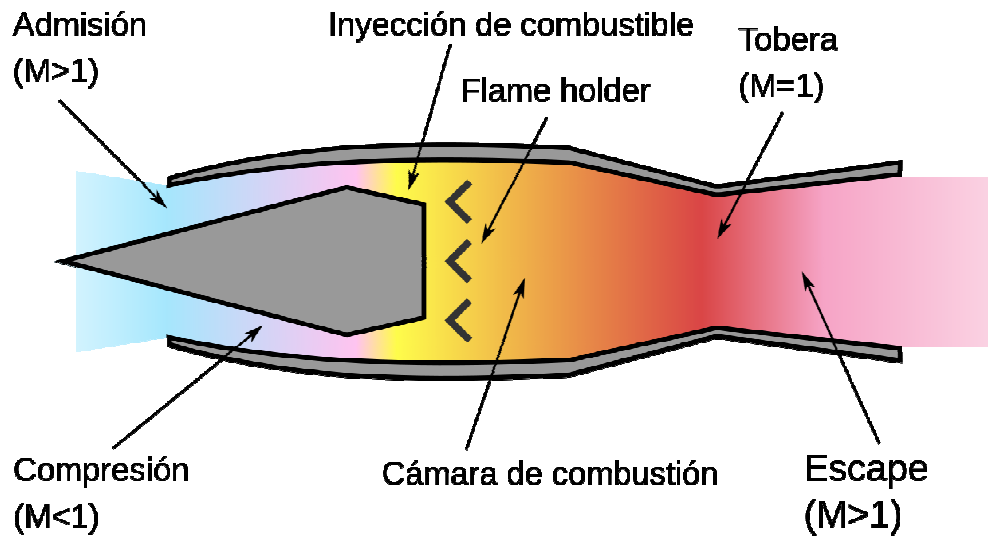


Figura 6 Esquema de un ramjet

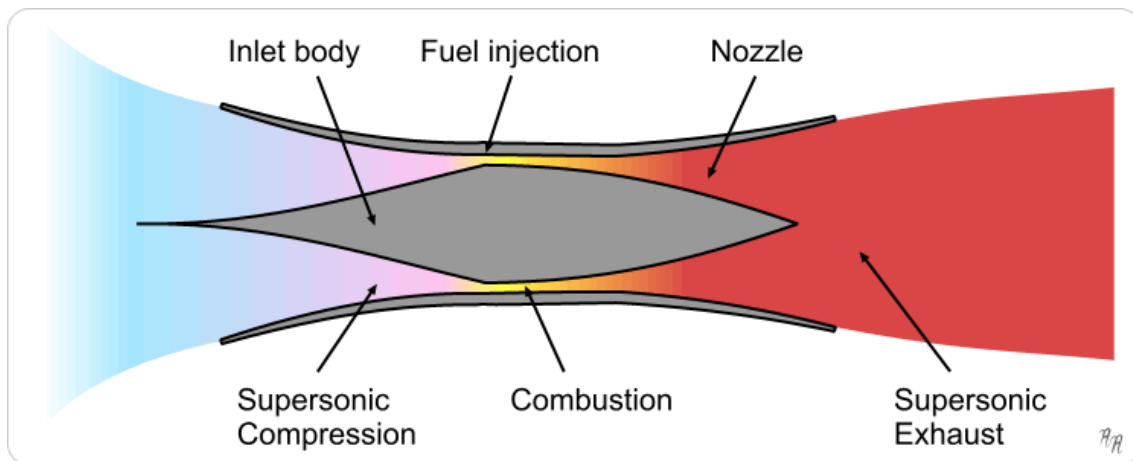


Figura 7 Esquema de un scramjet

2. El motor cohete.

El motor cohete es el motor más potente construido y conocido, su relación peso-potencia también es la mayor conocida, y además porta en su interior todos los componentes para llevar a cabo la reacción exotérmica necesaria (motor autónomo), por lo que es el tipo de motor idóneo para vehículos espaciales. En la figura 8 vemos su aplicación más conocida.



Figura 8 Fotografía del transbordador espacial Atlantis

Los motores cohete, al ser motores a reacción, obtienen su empuje como reacción a la expulsión de fluido a altas velocidades. Este fluido generalmente suele estar formado por los gases de combustión producidos en la cámara a altas presiones, aunque puede ser un fluido de trabajo calentado por cualquier otro proceso. Para alcanzar elevadas velocidades, este fluido se hace pasar por una tobera en la que la energía térmica del fluido es transformada en energía cinética. Como más adelante se estudiará, mayores presiones y temperaturas permitirán alcanzar mayores velocidades de escape, favoreciendo el rendimiento del aparato.

2.1 Clasificación de los diferentes tipos motores cohete según combustible/fuente de energía:

A continuación pasamos a describir los principales tipos de motores tipo cohete. Los sistemas de propulsión tipo cohete pueden clasificarse, entre otras características, de acuerdo al tipo de fuente de energía y según el mecanismo por el cual aceleran el fluido de trabajo. Veremos que no todos obtienen su empuje a partir de una reacción exotérmica como es la combustión de combustibles fósiles.

- Motor Químico:

Obtiene su empuje de una reacción de propulsores químicos a elevada presión, normalmente un combustible y un oxidante, lo cual permite alcanzar muy altas temperaturas en el gas resultante. Posteriormente, los gases producidos se expanden en una tobera, donde se aceleran hasta alcanzar grandes velocidades. Debido a que las temperaturas que se pueden alcanzar en el fluido están en algunos casos muy por encima del punto de fusión de los materiales del sistema propulsado, es necesario refrigerar o aislar las superficies expuestas a los gases calientes. Debido a que las sustancias a partir de las cuales se forman los fluidos propulsores pueden presentarse en diferentes formas, podemos clasificar este tipo de motores según cuales sean las fases en que se presentan dichos componentes:

Propulsor sólido:

La carga de propulsor sólido se denomina grano y contiene todos los componentes para realizar una combustión completa. El propulsor, o mezcla propulsora, se encuentra desde un principio en la cámara de combustión. Una vez es encendido, se quema suavemente a un ritmo determinado por el área de superficie expuesta. El inicio de la combustión se produce en una perforación cilíndrica que se realiza previamente en el sólido, de modo que se tiene una gran superficie de combustión. La cavidad inicial va aumentando a medida que se consume el propulsor. No necesitan sistemas de alimentación o valvulería. Por otra parte, una vez encendido es prácticamente imposible su apagado hasta que se haya consumido todo el grano. Podemos ver su esquema y una fotografía de estos motores en la figura 9 a continuación.

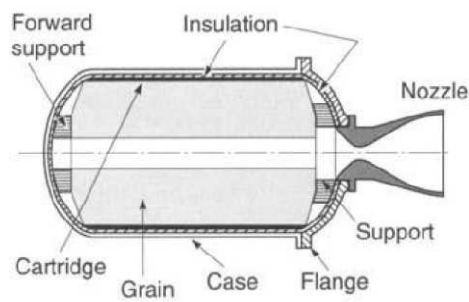


Figura 9 Esquema de un cohete tipo sólido e imagen del motor tipo sólido Hércules

Propulsor Líquido:

Usa sustancias propulsoras en estado líquido que se inyectan a la cámara de combustión a elevada presión. Si se usan dos propulsores, combustible y oxidante, el sistema se denomina bipropulsado. Si sólo se usa uno monopropulsado, esta sustancia debe contener el combustible y el oxidante mezclados o de alguna manera descomponerse dando lugar a una reacción exotérmica. Este tipo de motor de cohete presenta la ventaja de poder ser encendido y apagado a voluntad. Este tipo de motores requieren numerosas válvulas de precisión y complejos mecanismos de alimentación, los cuales incluyen bombas, turbinas o sistemas de presurización del propulsor, así como una relativamente compleja cámara de combustión. En las figuras 10 y 11 podemos observar una imagen y esquema de este tipo de motores cohete.

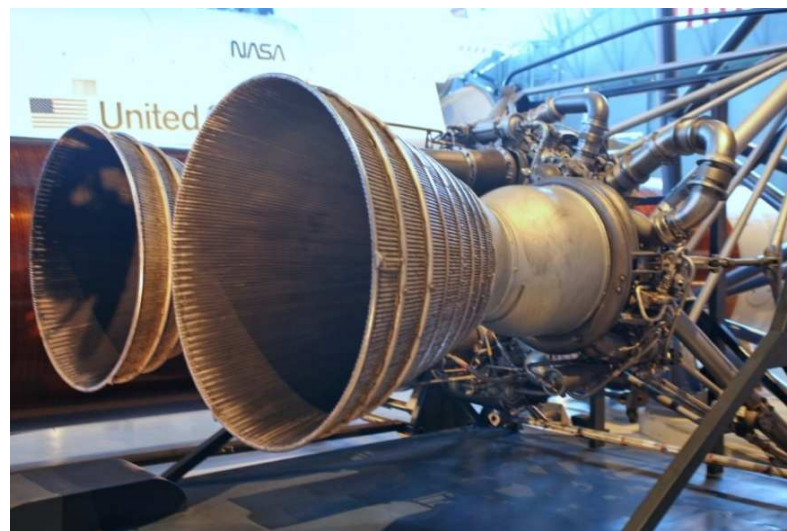


Figura 10 Toberas y sistema de alimentación de un cohete de tipo líquido

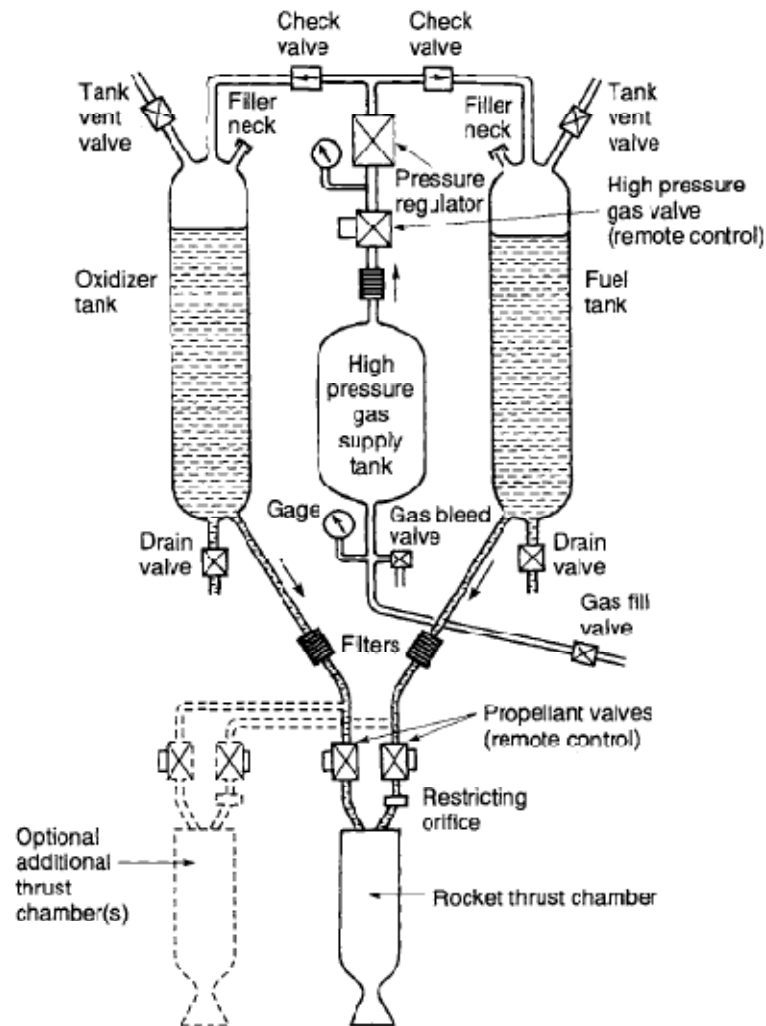


Figura 11 Esquema de motor cohete líquido

Propulsor gaseoso:

Este tipo de motor cohete utiliza gases almacenados a elevada presión, tales como aire, nitrógeno o helio, como fluidos de trabajo o propulsores. El gas almacenado requiere pesados tanques de almacenamiento. Estos motores de gas frío han sido usados en vehículos espaciales como sistemas de control en altura. Calentando el fluido de trabajo, ya sea mediante energía eléctrica, por combustión u otro medio, mejora la actuación y pasan a ser denominados motores cohete de gas caliente.

Propulsor híbrido:

Son sistemas en los que se usan a la vez un propulsor sólido y otro en fase gaseosa o líquida, uno como combustible y el otro como oxidante. Este tipo de motores, sus características y modos de actuación se describirán con mayor detalle en un capítulo dedicado exclusivamente a ellos.

Cuando se plantean misiones que requieren mucha energía, se llega a la conclusión de que, incluso con los propulsores químicos más energéticos, la masa de combustible en relación con la masa total del vehículo se vuelve excesivamente grande. Esta relación de masas (masa inicial/masa final del vehículo) es muy sensible al ratio aceleración del vehículo - velocidad de gases de escape. Con el objetivo de reducir estos ratios, se han investigado otras formas de energía más allá de la propia energía química del propulsor.

- Motor Nuclear:

Conceptualmente se trata de una idea simple, el cohete nuclear opera mediante la transferencia de calor del reactor al fluido de trabajo y posteriormente éste se expande en una tobera de empuje.

Se han investigado tres formas para aportar calor de origen nuclear al fluido de trabajo que se explican más adelante. De todos modos, ninguna de estas tecnologías se considera completamente desarrollada. Las tecnologías que se conocen son: el reactor de fisión, el reactor de decaimiento de isótopos radiactivos y el reactor de fusión. Estos tres tipos de motores se pueden clasificar como una extensión de los motores de propulsor líquido. El calentamiento del fluido se realiza con la energía proveniente de las transformaciones de los núcleos de los átomos. En los motores químicos, el calor se obtiene de los mismos propulsores, pero en los nucleares normalmente la fuente de energía se encuentra separada del fluido de trabajo. Naturalmente esto es así para no realizar emisiones radiactivas.

En un cohete con reactor de fisión, el calor obtenido de la fisión de uranio en estado sólido se transfiere posteriormente al fluido de trabajo. Este tipo de cohete proporciona un elevado impulso (este parámetro se define en el Capítulo 4), de hasta unos 900 segundos. Fueron desarrollados en los años 60 en EEUU. En los ensayos en tierra con hidrógeno como fluido de trabajo se alcanzaron los 980KN de empuje utilizando un

reactor con núcleo de grafito de 4100MW, alcanzando un impulso específico (este parámetro se explica en el Capítulo 4) equivalente en altura a 848 segundos y una temperatura del hidrógeno de unos 2500K. Estos motores presentan grandes problemas en cuanto a durabilidad debido a las altas temperaturas, la intensa radiación y la complejidad de los sistemas de control, entre otros muchos. En la figura 12 vemos el esquema de un motor cohete de fusión nuclear.

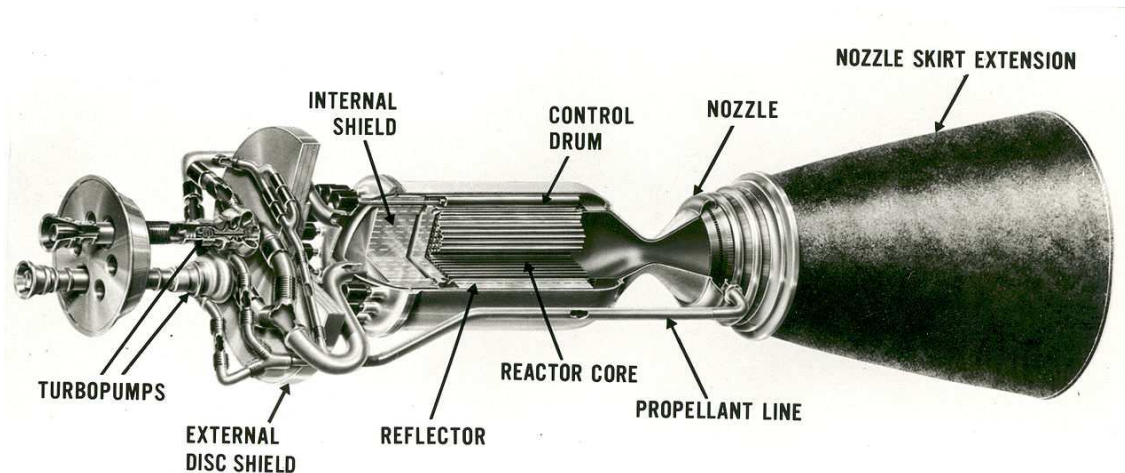


Figura 12 Esquema de un motor cohete de fusión nuclear

En el motor de decaimiento isotópico, el material radiactivo emite radiación fácilmente convertible en calor. Se han utilizado con éxito fuentes de energía basadas en el decaimiento de isótopos para la generación eléctrica en vehículos espaciales y algunos están presentes en satélites y sondas espaciales como fuente de alimentación. La energía liberada puede ser usada para elevar la temperatura de un fluido de trabajo, como puede ser el hidrógeno o quizás para hacer funcionar un sistema de propulsión eléctrica. Normalmente proporcionan un empuje más bajo y a menor temperatura que otros tipos de motor nuclear. Hasta ahora no se han desarrollado motores cohete que utilicen esta tecnología.

El tercer tipo de obtención de energía de origen nuclear, el reactor de fusión, sigue en estudio. Hasta la fecha no ha sido probado.

Actualmente, investigadores de la Universidad de Washington financiados por el programa de innovación de la NASA, trabajan en un nuevo tipo de motor de fusión. La

universidad ha explicado en su web que el nuevo motor de fusión se basa en lanzar un núcleo de plasma al interior un campo magnético. El campo magnético se comprime, haciendo que tres anillos de litio colapsen sobre el núcleo de plasma, generando una fusión nuclear controlada. La energía generada calienta el plasma, seguidamente el plasma se acelera mediante campos magnéticos y se expande en una tobera. Además es posible generar energía eléctrica en el proceso.

La posibilidad de un accidente con este tipo de motores de cohete y el elevado coste de su desarrollo han hecho que no se haya desarrollado ningún cohete nuclear de gran tamaño.

En el extremo de mayor energía, dentro del espectro de la propulsión, se debe aportar tanta energía al fluido propulsor que sistemas auto-refrigerantes, como los nucleares, no pueden aportar la energía suficiente. De aquí surge la necesidad de sistemas propulsores no térmicos como los motores cohete eléctricos.

- Motor eléctrico:

En este tipo de cohetes, la fuente que genera la electricidad está, por lo general, físicamente separada de la que produce el empuje. Este tipo de propulsión se ha visto entorpecida porque las fuentes de energía disponibles (baterías) son pesadas e ineficientes. El empuje es típicamente bajo, entre 0.005N y 1N. A fin de conseguir un aumento de la velocidad significativo es necesario aplicar el empuje, y por lo tanto una pequeña aceleración, durante un largo periodo de tiempo (semanas o meses).

Existen tres tipos básicos de motor eléctrico para cohete: electrotérmico, electrostático y electromagnético. Cada uno de ellos produce el empuje por un mecanismo diferente.

El electrotérmico calienta un fluido de trabajo presurizado, haciendo pasar la corriente a través del mismo, de manera que la energía eléctrica se transforma en energía térmica en el fluido. Posteriormente el fluido de gran entalpía será acelerado en una tobera igual que en otros motores térmicos. Estos motores están limitados por las pérdidas que se producen por ionización o disociación.

Los otros dos tipos, electrostáticos y electromagnéticos, o también llamados propulsor de iones y motor de magnetoplasma respectivamente, realizan la propulsión mediante mecanismos diferentes y no utilizan la expansión de gases en tobera. Ambos trabajarán

únicamente en el vacío. En la figura 13 se ilustra el funcionamiento de este tipo de motores cohete.

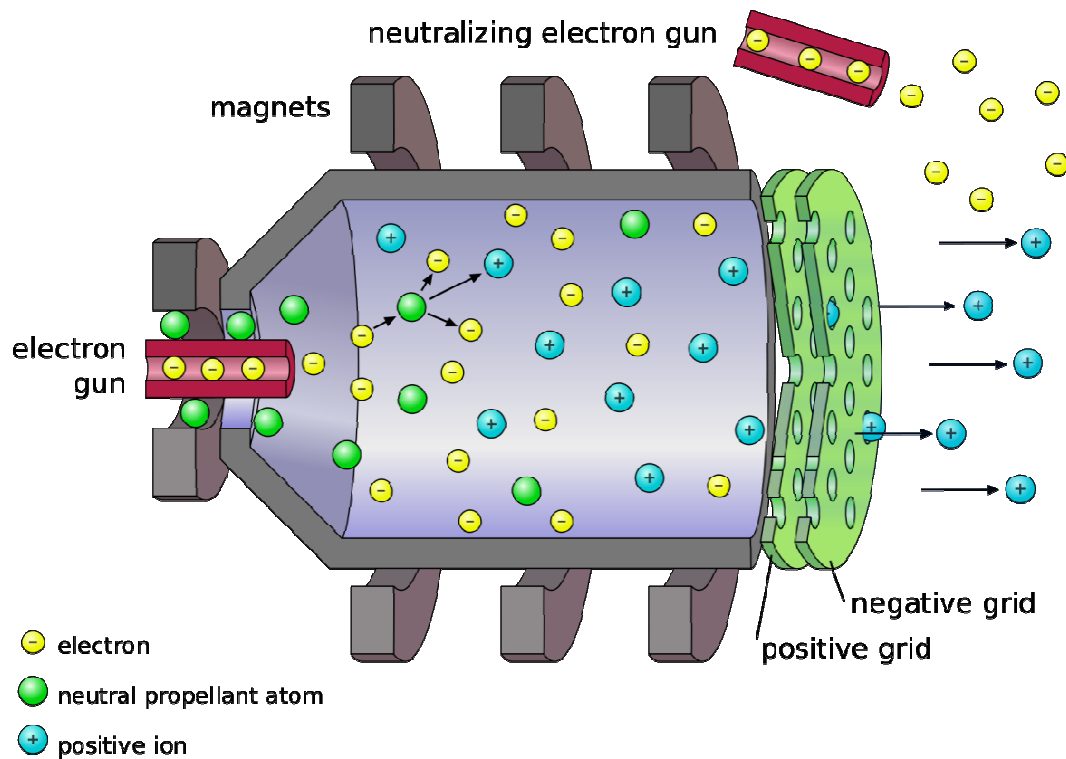


Figura 13 Esquema de un motor cohete iónico

En un cohete iónico el fluido de trabajo es ionizado para posteriormente acelerar dichos iones mediante un campo electrostático hasta velocidades en el rango de 2.000-60.000m/s. Después, los iones son neutralizados, es decir, se recombinan con los electrones para evitar la acumulación de carga en el vehículo.

Por otra parte, en un cohete de plasma magnético, un plasma de iones es acelerado mediante la interacción conjunta de corrientes eléctricas y campos magnéticos, y expulsado a velocidades en el rango de 1.000-50.000m/s. Existen numerosos tipos y geometrías. Este tipo tiene buen resultado como sistema de control de actitud en aeronaves.

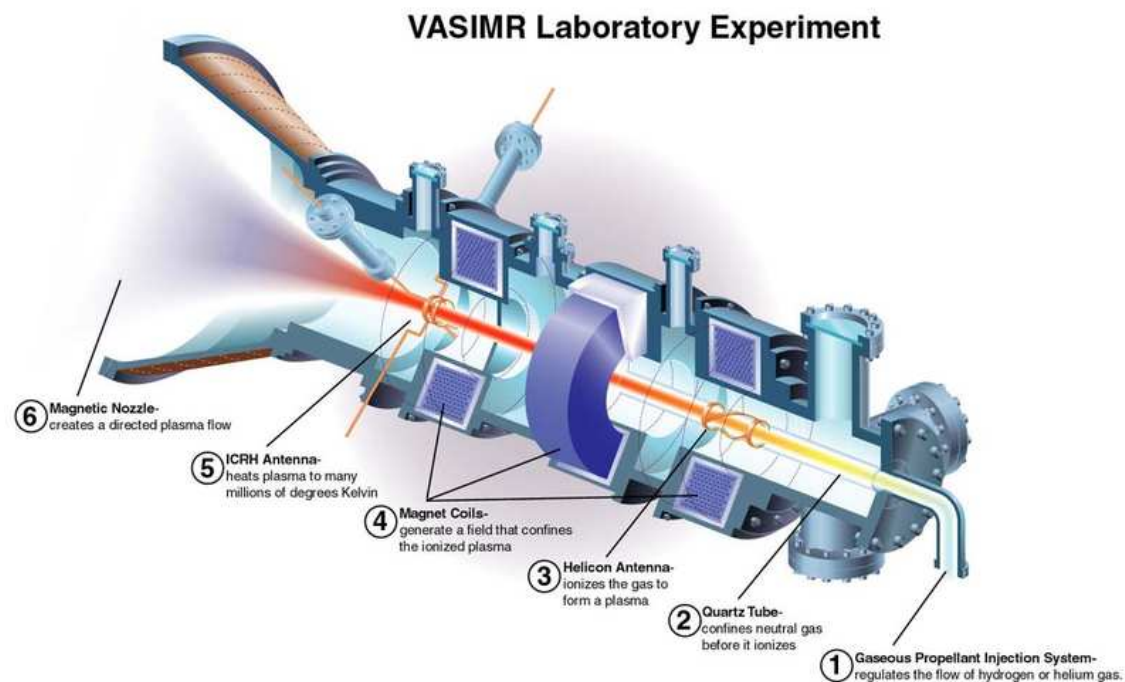


Figura 14 Esquema de un motor cohete de plasma magnético

La figura 14 muestra el esquema de este tipo de motores cohete.

Cuando se trabaja con velocidades de escape tan elevadas, la energía de las partículas es mucho mayor que las pérdidas típicas por ionización, por lo que se pueden despreciar. Al tratarse de plasmas ionizados, se pueden confinar mediante campos electromagnéticos y ser direccionados hacia el exterior sin que sea necesario el contacto con las paredes del sistema. Esto reduce enormemente el desgaste erosivo de las superficies sólidas del motor.

- Otros conceptos de propulsión de vehículos espaciales:

Existen varias tecnologías para aprovechar la energía solar para propulsar vehículos espaciales y también con energía eléctrica de origen solar. Las células fotovoltaicas generan energía eléctrica a partir de la radiación del sol. Están bastante desarrolladas y se utilizan con éxito desde hace varias décadas. La mayoría de sistemas eléctricos usan células fotovoltaicas para su alimentación o para cargar la batería que los alimenta.

Una idea interesante es el cohete de energía solar térmica que cuenta con un gran espejo o lente que concentra la radiación solar sobre un receptor o en el interior de una

cavidad. El receptor debe estar fabricado en un material que pueda soportar altas temperaturas, tales como tungsteno o renio, y debe tener un intercambiador de calor. El fluido de trabajo, normalmente hidrógeno, se calienta hasta unos 2700K, el gas caliente se controla mediante valvulería y es expulsado mediante una o varias toberas al exterior. El espejo debe estar orientado hacia el sol y necesita un sistema que ajuste su orientación. Las actuaciones pueden ser de dos a tres veces mayor que en un cohete químico y el empuje en la mayoría de los estudios ha sido pequeño, de 1 a 10N. Dado que un sistema óptico grande y ligero no podría aguantar las fuerzas de rozamiento dentro de la atmósfera estos sistemas tienen que ser armados fuera de la misma. La contaminación puede considerarse despreciable, pero el almacenamiento y reabastecimiento de hidrógeno líquido son los retos de esta tecnología. Actualmente se investiga en el desarrollo de espejos y lentes más ligeros, aumento de vida útil, reducción de pérdidas en la evaporación de hidrógeno y pérdidas de calor a otros componentes del vehículo. Hasta la fecha, el cohete térmico solar no ha sido el motor de empuje principal en ningún vehículo espacial.

Otra idea es el concepto de vela solar. Se trata de un método alternativo al uso de motores como los anteriormente vistos. Permite a la nave prescindir de motores y combustible, con la consiguiente reducción de peso. En función de la fuente del impulso se clasifican en velas de fotones o velas de plasma. Las velas fotónicas consisten en una gran superficie reflectante muy ligera, que aprovechan la presión lumínica de la radiación solar para obtener impulso. A parte de para aprovechar los fotones de origen solar pueden ser diseñadas para aprovechar ondas electromagnéticas generadas por el hombre, como pueden ser rayos laser o microondas.

En la figura 15 vemos un satélite con una vela solar desplegada orbitando la Tierra.

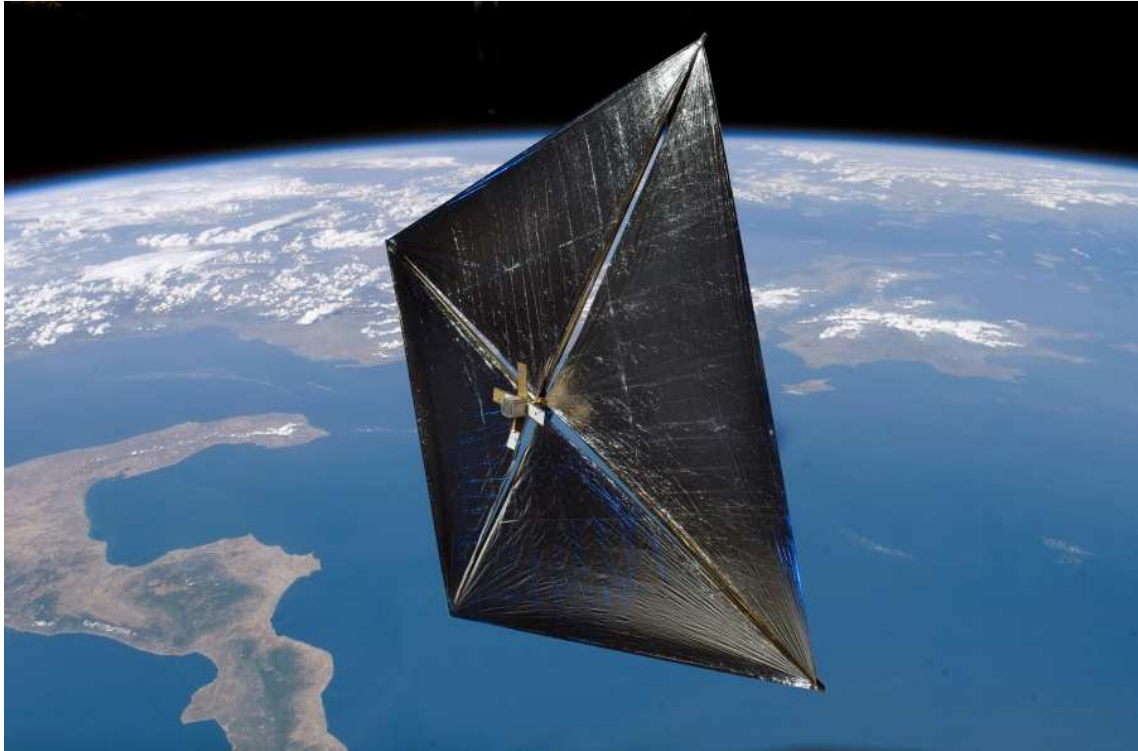


Figura 15 Vela solar en órbita

Por otro lado, las velas de plasma, a diferencia de las anteriores, consisten en grandes mallas o redes metálicas en las que se induce un campo eléctrico o magnético capaz de interactuar con el plasma del viento solar para obtener impulso. En función de los campos que generen las velas se clasifican en magnéticas o eléctricas. Debido a la escasa potencia que ofrecen las velas solares, las naves propulsadas por este método necesitan ser lanzadas al espacio por otro tipo de cohetes.

3. Cohete Híbrido.

En este capítulo se explican las características propias de los motores de cohete híbridos y las razones por las cuales se ha seleccionado este tipo para el propósito docente que hay detrás de este proyecto.

Los motores de propulsión de cohete llamados híbridos, son aquellos en los que uno de los componentes de la mezcla propulsora está almacenado en fase líquida, mientras que el otro se encuentra en fase sólida. Normalmente, en este tipo de sistemas, se utilizan un oxidante líquido y un combustible sólido.

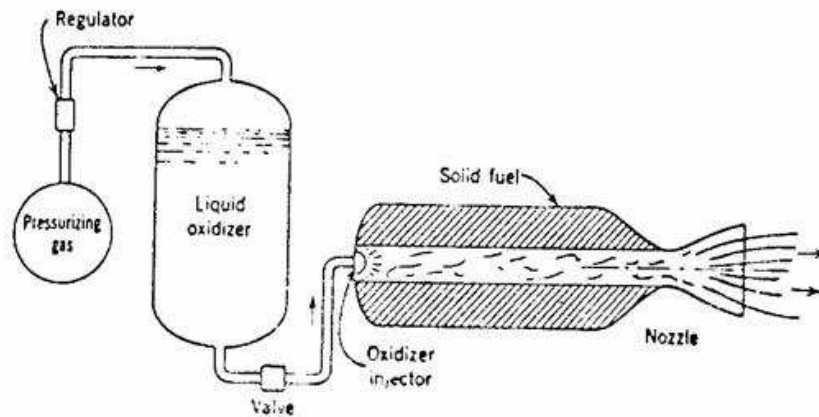


Figura 16 Esquema de un motor cohete híbrido

La figura 16 muestra el esquema básico de estos motores cohete

El oxidante puede inyectarse directamente en la cámara de combustión, donde se aloja el combustible, otra opción es inyectarlo en una cámara de precombustión o vaporización aguas arriba de la cámara. La cámara de combustión puede estar formada por uno o varios puertos de combustión axiales en los cuales se vaporiza el combustible y comienza su combustión. Se suele añadir al final de los puertos una cámara de postcombustión, con la que nos aseguramos de que todo el combustible reacciona con el oxidante antes de salir por la tobera.

3.1 Ventajas y desventajas de la propulsión híbrida:

Comenzaremos explicando las ventajas de este tipo de motor.

La primera de ellas es la seguridad, característica de estos motores. El combustible es inerte, es decir, no se puede iniciar accidentalmente la combustión debido a descargas electroestáticas, choques o vibraciones durante la fabricación, ensamblaje, transporte u operaciones. El sistema no es explosivo, ya que en ningún momento se da una mezcla de combustible y oxidante que no sea durante la combustión. Además, el combustible se coloca una vez está listo el resto del montaje, y en caso de emergencia se apaga el motor cortando el flujo de oxidante líquido. Por esto, no se tiene constancia de ningún accidente relacionado con motores híbridos.

Las características de los motores híbridos permiten una gran flexibilidad de operación con ellos, ya que son fácilmente regulables parámetros como:

- El motor puede ser fácilmente regulado mediante el paso de líquido de oxidante que se deja entrar en la cámara de combustión, lo cual se realiza de manera más sencilla que en un motor cohete de tipo líquido, en los que dos flujos deben ser sincronizados mientras se regula el sistema.

- Encendidos y apagados. También permite el encendido hipergólico, es decir, que oxidante y combustible entran en ignición de manera espontánea cuando entran en contacto sin fuente de ignición, esto se produce después de un primer encendido forzado y siempre que el sistema no se haya enfriado en exceso.

- Presión de alimentación de la cámara, determinante en la actuación de la tobera y poco influyente en el proceso de evaporación-combustión.

Estos motores son muy robustos debido a su construcción simple, a las menores temperaturas de trabajo, y a que el combustible sólido permite imperfecciones en su construcción, sin que ello afecte gravemente al funcionamiento.

Presentan baja sensibilidad a la temperatura ambiente, al igual que los de tipo líquido. Debido a que el efecto de la temperatura sobre el ratio evaporación de combustible es pequeño, variaciones en la temperatura ambiente entre ensayos tienen un efecto muy

bajo sobre la presión en la cámara de combustión. Por lo tanto, la preocupación que existe a la hora de diseñar los cohetes tipo sólido para una presión máxima de funcionamiento se reduce.

Otra ventaja que presentan es que hay una gran flexibilidad a la hora de elegir el tipo de sustancias que conforman la mezcla propulsora. El propulsor híbrido requiere unas propiedades menos exigentes, y por ello la NASA empezó a financiar un programa de investigación en la que se usaba propelente sólido y un contenido mínimo de polímero. El polímero que daba mejor resultado fue el HTPB (Polibutadieno Hidróxi-Terminado), que con un contenido en el grano del 4%, daba unos resultados muy buenos y un impulso específico excelente, tanto con O_2 como con N_2O_4 como oxidantes.

Por último, y no menos importante, el coste del proyecto y de operación es bajo, debido a lo comentado en los párrafos anteriores. La variedad y menor exigencia en la calidad de los combustibles permite el uso de opciones más económicas, así como la posibilidad de tener una planta de combustible cerca de la zona donde se realizan los ensayos o lanzamientos. La simplicidad del diseño y su robustez, nos evitan los problemas típicos de delicados sistemas de alimentación y control de presión y temperatura en la cámara de combustión.

Tampoco se debe olvidar el bajo impacto ambiental, con un buen rendimiento propulsivo (el mejor en termoquímica).

Pero hay inconvenientes, que siguen sin solucionarse desde el inicio de los experimentos con motores híbridos e impiden el pleno desarrollo de éstos a gran escala. Las principales desventajas de este tipo de motores son:

- La baja velocidad de evaporación de combustible, poco sensible a las condiciones de funcionamiento. Esto provoca que la relación O/F (masa de oxidante/masa de combustible) varíe a lo largo del régimen estacionario de operación, lo cual no nos permitirá tener un impulso constante.

- La baja densidad volumétrica del combustible. Como consecuencia de la baja velocidad de evaporación se debe presentar una gran superficie de grano de combustible para obtener el empuje requerido. Esto generalmente se logra mediante una geometría

multipuertos que nos lleva a una menor densidad, referida al volumen que ocupa el combustible dentro del aparato.

-El bajo rendimiento de la combustión del grano comparado con otros tipos de motores. Esto es debido a que en este tipo de cohete la combustión es mediante llama de difusión y no de premezcla como pueda ser en los de tipo gas o líquido. Este hecho reduce la eficiencia de la combustión significativamente en comparación con los anteriormente mencionados. La pérdida es de entre un 1-2% mayor que en líquidos y sólidos.

-Menor impulso específico frente a los motores de propulsor sólido.

-Al final de la combustión, debe permanecer retenida en la cámara de combustión una franja de combustible, para evitar que se expulsen por la tobera grandes fragmentos de combustible sin vaporizar, provenientes de desprendimientos de la pared.

-Cambios en el dosado de la mezcla. El aumento de superficie expuesta a medida que avanza el tiempo provoca un cambio gradual en este parámetro, el cual puede disminuir la actuación del sistema respecto a la teórica. De todos modos, con el diseño adecuado del dosado inicial, estas pérdidas pueden permanecer por debajo del 1% para una mezcla híbrida típica.

-Etapas transitorias más lentas. El periodo transitorio de encendido es más lento, así como la respuesta a la regulación del flujo de alimentación. En la mayoría de las aplicaciones prácticas, donde la reproducibilidad es más importante que la velocidad de respuesta, este aspecto no es significativo.

-No se ha probado la viabilidad de construirlos a escalas grandes.

Como se puede deducir, estos inconvenientes no son impedimentos para el uso que se le quiere dar al aparato en este proyecto.

3.2 Aplicaciones y propulsores:

El cohete híbrido puede ser utilizado prácticamente para cualquier aplicación en la que se empleen cohetes. La propulsión híbrida se adapta especialmente bien a aplicaciones o misiones que requieren regulación de apagados y reencendidos, misiones de larga duración que requieran almacenar propulsores no-tóxicos, o infraestructuras de operaciones (fabricación y lanzamiento) que se vean beneficiadas por un sistema propulsor no auto-deflagrante. A continuación se muestra una lista de ejemplos:

1. Cohetes de sondeo. Representa uno de los usos más extensivos que se les han dado hasta la fecha. Debido a su bajo coste, seguridad y alcance, es el más utilizado por aficionados y académicos.
2. Fuentes de potencia auxiliares. Estas unidades son generadoras de gas para diversas aplicaciones.
3. Cohetes o misiles tácticos. Si tener una envoltura compacta no es un factor determinante, los cohetes híbridos son ideales dada su capacidad de regulación.
4. Motores espaciales. Las características de los cohetes híbridos son especialmente interesantes para la realización de una parte de un vuelo espacial sin maniobra orbital, etapas en altura, sistemas de maniobras satelitales, o para ajustar la velocidad exacta de un vehículo para su reentrada en la atmósfera.
5. Refuerzo al empuje primario en el lanzamiento de vehículos espaciales.
6. Grandes impulsores de lanzamiento o empuje primario. Se han realizado intentos pero la tecnología se abandonó en favor de los cohetes tipo líquido (hidrógeno-oxígeno)

Muchos de los primeros desarrollos de motores híbridos tenían como objetivo el ser misiles tácticos de bajo coste. Otros desarrollos se enfocaron a motores de alta energía para etapas en altura. Más recientemente, los esfuerzos se han concentrado en prototipos para el lanzamiento de equipos espaciales.

Los requerimientos de diseño para misiles, que se llevaron a producción en los años 70, incluían un empuje nominal de 2200N con una relación de áreas de 8:1, oxidante líquido almacenable, y apagado del motor a voluntad. Los propulsores seleccionados incluían tetraóxido de nitrógeno mezclado con óxido nítrico, como oxidante, y como

combustible, polimetilmetacrilato (Plexiglás) metalizado con magnesio. El impulso específico (este parámetro se define más adelante en el Capítulo 4) obtenido en vacío con estos propulsores se sitúa en el rango 230 y 280 segundos. (Referencia 3.1)

En otro programa, un motor híbrido fue desarrollado para tener un alto rendimiento en aplicaciones en etapas de altura. Los requerimientos de diseño incluían un empuje nominal de 22.240N y una relación de expansión en tobera 8:1. Como propulsores se seleccionaron difluoruro de oxígeno como oxidante e hidruro de litio/butadieno como combustible. (Referencia 3.2)

Analítica y experimentalmente, los oxidantes más energéticos son las mezclas de flúor y oxígeno líquido (FLOX) y los compuestos de cloro-flúor, tales como ClF_3 y ClF_5 . Complementariamente, los combustibles más energéticos son los hidruros de metales ligeros, como berilio, litio y aluminio, mezclados con un aglutinante polimérico adecuado. Estos nos pueden proporcionar niveles de impulso específico, en el vacío, en el rango de 350 hasta 380 segundos. Con estos propulsores se han alcanzado eficiencias en la combustión del 95%, de todos modos, ninguna de estas exóticas combinaciones se han usado fuera de un laboratorio.

Más práctico, aunque de menor energía, es el sistema de propulsión híbrida formado peróxido de hidrógeno (H_2O_2) de pureza entre 90 y 95%, combinado con HTPB, hidroxi-polibutadieno. El peróxido de hidrógeno se puede considerar almacenable para la duración de las misiones en altura, típicamente meses, y es relativamente barato. En los motores tipo sólido, el HTPB se utiliza como aglutinante para consolidar una matriz para el aluminio, combustible, y el perclorato de amonio, oxidante. En un híbrido el HTPB pasa a ser el combustible. El HTPB es barato, de fácil procesado y no se autodegradará con el tiempo. Por ello ha sido la combinación mejor estudiada hasta la fecha.

El sistema propulsor elegido para aplicaciones de refuerzo es oxígeno líquido (LOX) y combustible HTPB. El oxígeno es ampliamente utilizado en la industria, es relativamente seguro y proporciona un alto rendimiento a bajo coste. Esta combinación produce un escape no tóxico y relativamente libre de humo. La combinación LOX/HTPB para aplicaciones de refuerzo es química y operativamente equivalente a un sistema bi-propulsor LOX-queroseno.

Cuando la emisión de humo por el escape no supone un problema, para determinadas aplicaciones, algunos propulsores híbridos se ven beneficiados por la adición de aluminio en polvo al combustible. Esto incrementa la temperatura de combustión, reduce la relación de mezcla estequiométrica e incrementa tanto la densidad del combustible como el impulso densidad-específico (impulso específico multiplicado por la densidad). El aumento de este último parámetro mediante la adición de aluminio, por otra parte, implica la disminución del impulso específico. Esto ocurre debido a que el aumento de la temperatura, al añadir aluminio, no compensa el incremento en el peso molecular en los gases de escape. (Referencia 3.3)

El desarrollo de cohetes híbridos de gran escala, hasta la fecha, ha estado enfocado en motores de empuje de aproximadamente 250.000 libras de fuerza, equivalente a 1.112.000N. (Referencia 3.4)

3.3 Análisis de la actuación y configuración de grano.

Una de las características propias de los cohetes híbridos, es que la regresión del combustible es típicamente menos de la tercera parte que la de la mezcla usada con propulsores sólidos. Es muy difícil alcanzar ratios de regresión comparables a un motor de tipo sólido con uno de tipo híbrido. Por lo que, para alcanzar empujes elevados con un motor híbrido, es necesario realizar múltiples perforaciones (también llamados puertos de combustión) en el grano combustible, de manera que se obtenga la superficie de evaporación necesaria. La actuación del motor depende, en gran medida, del grado de mezcla que se alcance en la cámara de combustión. Un mal mezclado lleva a la no combustión del material, que no aportaría su energía al proceso. El alto rendimiento es consecuencia de una buena eficiencia de la combustión, la cual depende de lo bien que se mezclen oxidante y combustible en la capa límite de los puertos y en la cámara de postcombustión. La existencia de varios puertos mejora la eficiencia de la combustión, como resultado de la mezcla turbulenta que se produce en la cámara de mezclado posterior a los puertos. El número de puertos que requiere el motor es un problema de optimización que debe tener en cuenta el empuje deseado, cambios aceptables en el dosado de la mezcla, limitaciones de diámetro y longitud del motor, y el flujo de oxidante que se desea.

El diseño de un motor de cohete híbrido comienza mediante la especificación de un nivel de empuje deseado y una mezcla propulsora. Seguidamente la elección de una relación de oxidante-combustible, O/F, determina la velocidad característica. Una vez se tiene la velocidad característica y el dosado, se pueden calcular el flujo de combustible necesario que debe evaporarse, así como el de oxidante necesario. El flujo de combustible está determinado por el área de los puertos (perímetro por longitud) y el ratio de regresión. Como se verá más adelante, el ratio de regresión del combustible está determinado por flujo másico de oxidante por unidad de área, también llamado simplemente flujo de oxidante. El flujo de oxidante es igual al flujo másico de oxidante en un puerto dividido por el área transversal del mismo. Por lo que el flujo de combustible y oxidante están intrínsecamente ligados y no pueden ser impuestos independientemente el uno del otro, como en los cohetes de tipo líquido, lo cual hace que para poder seguir este esquema de diseño debemos disponer previamente de los

coeficientes de regresión típicos de la mezcla oxidante-combustible que vayamos a utilizar, los cuales se explicarán más adelante.

Gran parte de la tecnología de los cohetes tanto de tipo sólido como de tipo líquido es directamente aplicable a los cohetes híbridos. Las principales diferencias radican en los mecanismos de accionamiento para la quema del combustible sólido y la regresión del combustible híbrido.

En un sistema de propulsión de tipo sólido, el oxidante y el combustible se mezclan bien durante el proceso de fabricación de la mezcla propulsora. La combustión se produce como resultado de las reacciones químicas heterogéneas que tienen lugar sobre o muy cerca de la superficie de la mezcla propulsora sólida. La tasa de mezcla propulsora que se consume es controlada por la presión de la cámara de combustión y sigue la ecuación que se presenta a continuación:

$$\dot{r} = a p_1^n \quad (3.1)$$

Donde p_1 es la presión en la cámara de combustión y 'a' y 'n', son los coeficientes de regresión, se obtienen de manera experimental para distintas mezclas propulsoras.

Dado que la tasa de gasificación del propulsor por unidad de área en un motor de combustible sólido, a una temperatura dada y en ausencia de combustión erosiva, se determina únicamente por la presión de la cámara de combustión, el empuje del motor está predeterminado por el área de superficie inicial de propulsor grano y la geometría de la sección del grano. La regulación o el apagado del cohete es muy difícil de lograr en la práctica, ya que el oxidante y el combustible no se pueden separar.

Dado que el grano de combustible de los cohetes híbridos no contiene oxidante, la combustión y el gasto de combustible son marcadamente diferentes a como tienen lugar en los cohete de tipo sólido. Debido a que el combustible sólido debe ser vaporizado antes de que la combustión pueda ocurrir, la regresión de la superficie del combustible está intrínsecamente relacionada con el acoplamiento de la fluidodinámica del puerto de combustión y transferencia de calor a la superficie del grano de combustible. La región de combustión primaria sobre la superficie del grano de combustible se ha demostrado que se limita a una zona de llama relativamente estrecha situada dentro de la capa límite

de grano de combustible. En este caso tenemos una llama de difusión frente a la llama de premezcla que aparecería en un cohete de tipo sólido o líquido. Los factores que influyen en el desarrollo de la capa límite sobre el grano de combustible y, por lo tanto, en la regresión del combustible, incluyen la presión, la temperatura del gas, la composición del grano, el flujo másico de oxidante en el puerto de combustión y la longitud del propio puerto. La transferencia de calor entre el gas y la fase sólida depende de si la capa límite es laminar o turbulenta. En un híbrido que usa oxígeno como oxidante, el número de Reynolds por unidad de longitud es típicamente del orden de $1 \text{ a } 2 \times 10^5$ por pulgada de longitud (25.4mm), para posibles valores del gasto de entre 0,3 y 0,6 libras por segundo y pulgada cuadrada (de 21 a 42 gramos por segundo y centímetro cuadrado en SI). Por lo tanto, las propiedades de una capa límite turbulenta gobiernan los procesos de transferencia de calor por convección al grano de combustible, siempre y cuando éste no contenga partículas metálicas.

En los híbridos con partículas metálicas en el grano de combustible, o de grano metalizado, la radiación de la nube de partículas de óxido metálico pasa a ser el mecanismo principal de transferencia de calor al grano de combustible.

La tasa de regresión de combustible es muy sensible al nivel de turbulencia en el puerto de combustión. En las zonas cercanas a la pared de combustible donde aparezcan torbellinos o zonas de recirculación, la regresión se ve incrementada significativamente.

La tasa de regresión de combustible en motores híbridos se muestra insensible a variaciones en la temperatura del grano, dentro del rango de temperaturas en las que operan normalmente los cohetes sólidos (-54°C hasta 73°C). Esto es debido a la ausencia de combustión de premezcla en la superficie del combustible, en la cual la velocidad de reacción depende de la temperatura, y porque, en el intervalo de temperatura anterior, el intercambio de calor con el combustible sólido es pequeño comparado con el que es necesario para evaporar el combustible.

La selección de los componentes del combustible también puede tener un impacto significativo en la tasa de regresión de grano, que es en gran medida, una función de la energía necesaria para convertir el combustible de sólido a la fase de vapor, entalpía de vaporización (h_v). Esta energía de gasificación, para los combustibles poliméricos, incluye la energía requerida para romper las cadenas de polímero (calor de

despolimerización) y el calor requerido para pasarlos a fase gaseosa (calor de vaporización). El término "calor de vaporización" se utiliza a menudo como una expresión comodín para incluir todos los mecanismos de descomposición en los combustibles híbridos. En granos de combustible no metalizados, bajos calores de gasificación tienden a producir mayores tasas de regresión. Uno de los metales más estudiados es el polvo ultra-fino de aluminio, con partículas de tamaños entre 0.05 y 0.1 micras. Se observa experimentalmente que aumenta la tasa de regresión de forma considerable respecto a la de HTPB puro. Este efecto no se produce en cohetes híbridos si se utiliza polvo de aluminio para cohetes sólidos, con tamaños de partícula de entre 40 y 400 micras.

3.4 Proceso de combustión:

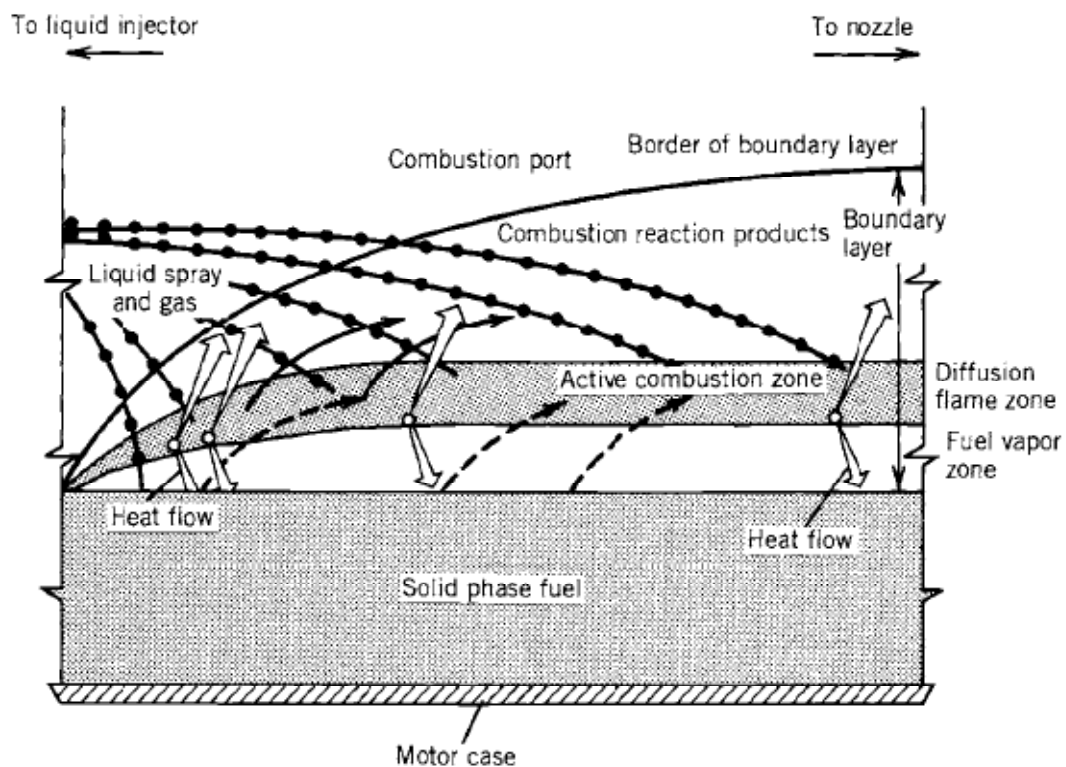


Figura 17 Esquema del proceso de combustión y transferencia de calor en la pared del puerto de combustión

La figura 17 ilustra el proceso de combustión en el puerto, válido tanto para oxidante líquido como gaseoso.

La figura muestra el modelo simplificado del proceso de combustión híbrido para un sistema de combustible no metalizado (no radiante). El combustible se evapora como

consecuencia del calor transferido desde la zona de la llama a la masa de combustible. El combustible vaporizado se transporta por convección hacia arriba, hacia la zona de llama, mientras que el oxidante de la corriente libre (flujo del núcleo) se transporta a la zona de la llama por la difusión y la turbulencia del flujo. La llama se establece en un lugar dentro de la capa límite determinado por las condiciones estequiométricas, en las que la combustión se puede producir. El grosor de la llama se determina principalmente por la velocidad a la que la reacción de oxidación se produce. Esta tasa es, en gran medida, dependiente de la presión y típicamente sigue una relación de Arrhenius.

Los mecanismos de transferencia de calor a la superficie del grano de combustible en un híbrido son la convección y la radiación. En un grano de combustible no metalizado, a presiones y niveles de flujo de interés para aplicaciones de propulsión, el calor transferido por convección se piensa que es mucho mayor que el transferido por radiación en fase gaseosa o la radiación de partículas de hollín en el flujo. Como resultado, las características básicas de regresión del grano de combustible pueden ser exploradas a través de un análisis de la transferencia de calor por convección en una capa límite turbulenta. Realizando un balance de energía en la superficie del grano de combustible (Ref: Rocket Propulsion Elements), se puede derivar una expresión para la regresión de la superficie del tipo:

(3.2)

$$\dot{r} = cte \frac{G^{0.8}}{\rho_f} \left(\frac{\mu}{x} \right)^{0.2} \beta^{0.23}$$

Donde G es el flujo másico de propulsor en la corriente libre (flujo de oxidante y combustible, por ejemplo, en gramos por segundo y centímetros cuadrados) en cualquier sección x de un puerto de combustión, ρ_f es la densidad del combustible en fase sólida, μ es la viscosidad del gas combustible, y β es el parámetro adimensional del flujo másico de combustible, resultante de la vaporización, evaluado en la superficie del mismo. El parámetro β también suele llamarse coeficiente de soplado.

La ecuación nos muestra que la regresión del combustible, para un sistema no metalizado, es fuertemente dependiente del parámetro G y que la dependencia en cuanto a posición, x , la viscosidad y el coeficiente β es muy débil. También debe darse cuenta uno de que la regresión no depende explícitamente de la presión de la cámara de combustión. De hecho, la experiencia muestra que, o no existe o la dependencia es

mínima respecto a la presión. Por otra parte, esta dependencia sí se observa en combustibles híbridos metalizados de manera muy pronunciada.

A medida que se incrementa la longitud del puerto de combustión, el combustible vaporizado se añade al flujo másico del puerto. En puertos que operan a bajas relaciones de mezcla (O/F) el aumento puede ser del mismo orden que el flujo de masa oxidante que inicialmente entra en el puerto. Dada la debilidad de la dependencia de la tasa de regresión respecto de x en la ecuación, cabría esperar un incremento en la tasa de regresión del combustible con un aumento de la longitud, debido a que con ello se incrementa G . Si bien esto suele ser el caso, la tasa de regresión de combustible se ha observado que puede, tanto aumentar como disminuir al aumentar x , dependiendo de detalles de la configuración del motor. En la práctica, las características axiales de regresión de combustible están fuertemente influenciadas por la manera en la que se realiza la inyección del oxidante y las características de diseño de las cámaras de pre-combustión/vaporización. Las tendencias generales que se han medido en los puertos de combustión de sistemas híbridos a medida que aumenta x son: aumento del flujo másico total, crecimiento del espesor de capa límite, incremento de la temperatura del gas en el puerto y disminución de la concentración de oxidante.

Puesto que el coeficiente de soplado β no es sólo un parámetro aerodinámico, sino también un parámetro termoquímico, y la dependencia de x es del mismo orden que β en la ecuación de regresión, a menudo esta expresión se simplifica con el propósito de facilitar un diseño preliminar, agrupando los efectos de x , β , densidad del combustible y la viscosidad del gas en un parámetro 'a'. En la práctica, con frecuencia se observan pequeñas desviaciones del exponente 0,8 para G . El resultado de la simplificación es mantener la forma funcional y poder fijar las tres constantes; a y n con datos obtenidos experimentalmente para una pareja combustible/oxidante dada. Una forma funcional de la expresión para la ingeniería es:

$$\dot{r} = aG_o^n \quad (3.3)$$

Donde G_o es el flujo másico de oxidante, que se calcula como el gasto de oxidante (g/s) dividido por el área del puerto de combustión (ej: mm²). Con esta definición y con datos experimentales somos capaces de caracterizar de manera simple y aproximada nuestra combinación combustible/oxidante híbrida.

Una forma alternativa de la ecuación, para dar cuenta de la dependencia con la presión y/o con el diámetro del puerto de combustión sería:

$$\dot{r} = aG_o^n p_1^m D_p^l \quad (3.4)$$

Donde p_1 es la presión de la cámara de combustión, o del puerto si no la hubiese, y D_p el diámetro del mismo. También son calculables experimentalmente de manera sencilla, siempre que se disponga de la instrumentación necesaria.

El comportamiento dinámico debe ser analizado usando la ecuación de continuidad:

$$\frac{\partial(\rho_1 V_1)}{\partial t} = \dot{m}_{in} - \dot{m}_{out} \quad (3.5)$$

La cual expresa que la variación de masa en la cámara de combustión es igual a la diferencia entre el gas generado por la evaporación del oxidante líquido más el generado por la tasa de regresión de la superficie del combustible sólido y el flujo a través de la tobera. La ecuación anterior puede ser reescrita como:

$$\frac{\partial(\rho_1 V_1)}{\partial t} = \dot{m}_o + \dot{m}_f - \frac{p_1 A_1}{c^*} \quad (3.6)$$

Cuando se alcanza el estado estacionario, el término a la izquierda se anula, resultando:

$$\dot{m} = \dot{m}_o + \dot{m}_f = \frac{p_1 A_1}{c^*} \quad (3.7)$$

Como se explicará en el capítulo 4, el empuje en un motor de cohete híbrido puede ser expresado como:

$$F = \dot{m} I_s g_0 = (\dot{m}_o + \dot{m}_f) I_s g_0 \quad (3.8)$$

Cambiar el empuje de un híbrido se consigue cambiando el flujo de oxidante, generalmente por medio de una válvula en la línea de alimentación de oxidante. El flujo de combustible es una función del flujo de oxidante, pero no necesariamente una función lineal. Para geometrías puerto circulares con un radio R , la ecuación:

$$\dot{r} = aG_o^n \quad (3.9)$$

Se redefine como:

$$\dot{r} = a \left(\frac{\dot{m}_o}{\pi R^2} \right)^n \quad (3.10)$$

La tasa de evaporación o de producción de combustible viene dada por:

$$\dot{m}_f = \rho_f A_b \dot{r} = 2\pi \rho_f R L \dot{r} \quad (3.11)$$

Donde A_b es la superficie del puerto de combustión y L es la longitud del mismo. Combinando esta expresión con la anterior, obtenemos la tasa de evaporación en términos del radio del puerto y del flujo másico del oxidante:

$$\dot{m}_f = 2\pi^{1-n} \rho_f L a \dot{m}_o^n R^{1-2n} \quad (3.12)$$

De esta expresión se observa que, para el valor particular de $n=0,5$, el caudal másico de combustible es independiente del radio del puerto de combustión y varía como la raíz cuadrada del flujo másico de oxidante. En este mismo caso, si el flujo de oxidante se reduce a la mitad de su valor nominal, entonces el flujo de combustible se reducirá en un factor de 0,707 y el empuje del motor, que depende del flujo de propelente total ($\dot{m}_f + \dot{m}_o$), no varía linealmente con el cambio de flujo de oxidante. Por lo general, como el empuje se reduce mediante la reducción del flujo de oxidante, la mezcla se vuelve más rica en combustible. En algunos diseños, a fin de mantener una relación de mezcla constante, se inyecta oxidante en una cámara de mezcla aguas abajo del grano. Sin embargo, para la mayoría de aplicaciones, el diseño del sistema puede ser optimizado para un rango de relaciones de mezcla con muy poca pérdida de impulso específico gracias a sistemas de regulación.

La ecuación anterior también indica que, para un flujo constante de oxidante, la evaporación de combustible se incrementará a medida que aumente el radio interior del puerto si $n < 0,5$. En el caso contrario, $n > 0,5$, la evaporación de combustible irá decreciendo a medida que dicho radio aumente.

Para un grano de combustible multipuerto, de N puertos circulares, la ecuación anterior puede ser integrada fácilmente para calcular el radio de puerto instantáneo, la tasa

instantánea de evaporación de combustible, la relación de mezcla instantánea y el total de combustible consumido como funciones del tiempo de operación del aparato:

Radio del puerto de combustión como función del flujo másico de oxidante en un tiempo t:

$$R(t) = \left[a(2n + 1) \left(\frac{\dot{m}_o}{\pi N} \right)^n t + R_i^{2n+1} \right]^{\frac{1}{2n+1}} \quad (3.13)$$

Flujo o tasa instantánea de evaporación de combustible en un tiempo t:

$$\dot{m}_f(t) = 2\pi N \rho_f L a \left(\frac{\dot{m}_o}{\pi N} \right)^n \left[a(2n + 1) \left(\frac{\dot{m}_o}{\pi N} \right)^n t + R_i^{2n+1} \right]^{\frac{1-2n}{1+2n}} \quad (3.14)$$

Relación de mezcla instantánea en un tiempo t:

$$\frac{\dot{m}_o}{\dot{m}_f}(t) = \frac{1}{2\rho_f L a} \left(\frac{\dot{m}_o}{\pi N} \right)^{(1-n)} \left[a(2n + 1) \left(\frac{\dot{m}_o}{\pi N} \right)^n t + R_i^{2n+1} \right]^{\frac{2n-1}{2n+1}} \quad (3.15)$$

Combustible total consumido en un tiempo t:

$$m_f(t) = \pi N \rho_f L \left\{ \left[a(2n + 1) \left(\frac{\dot{m}_o}{\pi N} \right)^n t + R_i^{2n+1} \right]^{\frac{2}{2n+1}} - R_i^2 \right\} \quad (3.16)$$

Donde L es la longitud del grano, R_i es el radio inicial de los puertos, N es el número de puertos, y \dot{m}_o y \dot{m}_f son respectivamente el flujo másico de oxidante y combustible. Aunque las ecuaciones anteriores son estrictamente válidas sólo para puertos de combustión de sección circular, se pueden usar para predecir y comprender el comportamiento de un motor híbrido con puertos de geometría no circular.

Todas estas expresiones serán de gran utilidad, una vez construido el aparato y dotado del adecuado sistema de instrumentación y medida, para poder caracterizar adecuadamente la mezcla propulsora de oxidante y combustible.

4. Definiciones y fundamentos de la propulsión:

Los principios básicos de la propulsión son la mecánica y la termodinámica. La propulsión se obtiene al aplicar una fuerza sobre un cuerpo para acelerar o mantener su movimiento contra una fuerza que se oponga al mismo. Esta fuerza, en los cohetes, se obtiene al expulsar una masa, o flujo de masa, a gran velocidad que denominaremos a partir de ahora propulsor. A continuación pasamos a definir los principales parámetros de la propulsión.

Empuje de un motor cohete:

La fuerza de empuje de un cohete es la reacción experimentada por su estructura debido a la expulsión a alta velocidad de materia a través de su escape, llamado tobera. Por el principio de acción-reacción la cantidad de movimiento de la masa que abandona el cohete es igual, en modulo, al que recibe el cohete. Cantidad de movimiento se define como el producto de la masa por la velocidad. En la propulsión de cohetes pequeñas cantidades de gases son expulsadas a altas velocidades para conseguir tal efecto.

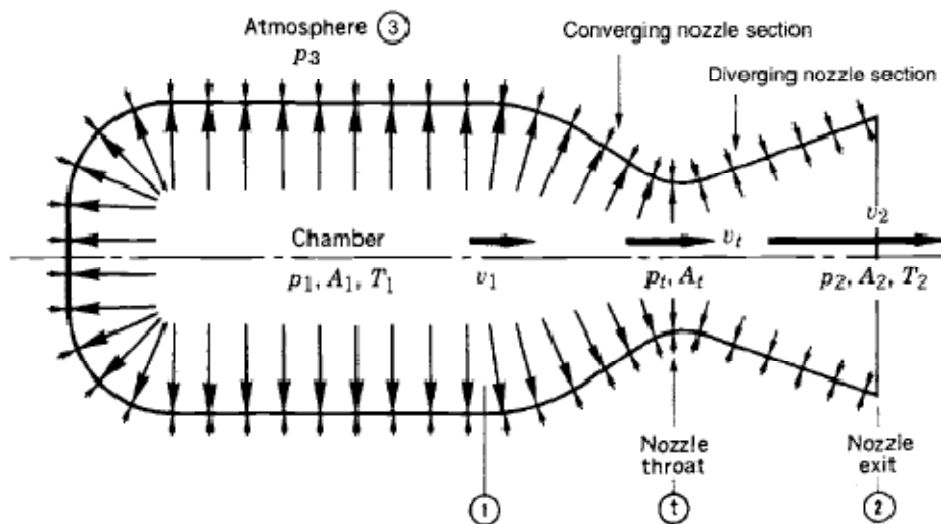


Figura 18 Esquema de una tobera isentrópica

De esta parte en adelante la notación que se seguirá en todos los cálculos referentes a la tobera será la de la figura 18.

El flujo de escape de un vehículo cohete puede ser entendido como la expulsión de masas Δm , a una velocidad v_2 , respecto al vehículo, este tiene una masa m_v y se mueve a una velocidad u . Considerando que sólo una partícula Δm es expulsada, la cantidad de movimiento ganada por el vehículo será:

$$m_v \Delta u = \Delta m v_2 \quad (4.1)$$

Si esta expresión la diferenciamos respecto del tiempo, para un flujo de gas continuo podemos sustituir:

$$m_v \frac{\Delta u}{\Delta t} = \frac{\Delta m}{\Delta t} v_2 \quad (4.2)$$

Si la velocidad del escape es constante y Δm y Δu muy pequeños, la ecuación podemos pasarla a forma diferencial. Por lo que nos queda:

$$m_v \frac{du}{dt} = \frac{dm}{dt} v_2 \quad (4.3)$$

El término de la izquierda se puede igualar según la segunda ley de Newton a la fuerza de empuje como:

$$F = \frac{dm}{dt} v_2 = \dot{m} v_2 \quad (4.4)$$

Esta fuerza es el empuje que obtiene cualquier sistema propulsado por cohete en el que la presión a la salida de la tobera es igual a la atmosférica, o exterior al sistema. Se asume que la velocidad de salida del flujo es uniforme en toda el área de salida del chorro.

La presión del fluido de alrededor, normalmente aire, tiene influencia sobre el empuje del vehículo. Si se tiene en cuenta su efecto, la ecuación se completa de la siguiente forma:

$$F = \dot{m} v_2 + (p_2 - p_3) A_2 \quad (4.5)$$

Siendo p_3 la presión exterior, A_2 el área de salida del fluido y v_2 la velocidad del mismo.

Por lo que el empuje del vehículo está compuesto por dos componentes. El primero, denominado empuje por momento, el producto del flujo de masa del propulsor por la

velocidad con la que sale del sistema de propulsión. El segundo, el empuje de presión, debido a la diferencia de presión entre la corriente que abandona la tobera y el ambiente, por lo que esta componente del empuje puede ser negativa. Normalmente por diseño, esta componente es prácticamente nula y despreciable en comparación con el primer termino del empuje. Se diseña la tobera de tal manera que la presión sea igual o ligeramente superior a la ambiente. Cuando la presión a la salida se iguala o se acerca mucho a la ambiente volvemos a trabajar con la ecuación anterior del empuje, en la que solamente se tiene el empuje debido a la conservación del momento cinético:

$$F = \dot{m}v_2 \quad (4.6)$$

Una tobera cuyo diseño permite la expansión del gas hasta una presión que es igual a la del ambiente se dice que es una tobera con relación de expansión óptima o adaptada.

Impulso total (I_t).

Aunque el empuje es un parámetro importante para conocer la aceleración que va a experimentar un vehículo, éste no nos proporciona ningún dato sobre la distancia que puede recorrer o la altura hasta la que será capaz de elevarse. Para esto, se define el impulso total del motor cohete como la integral del empuje respecto al tiempo que puede operar el motor de manera continuada. Matemáticamente esta definición toma la siguiente forma.

$$I_t = \int_0^t F dt \quad (4.7)$$

Se representa como el área bajo la curva de la gráfica empuje-tiempo (figura 19).

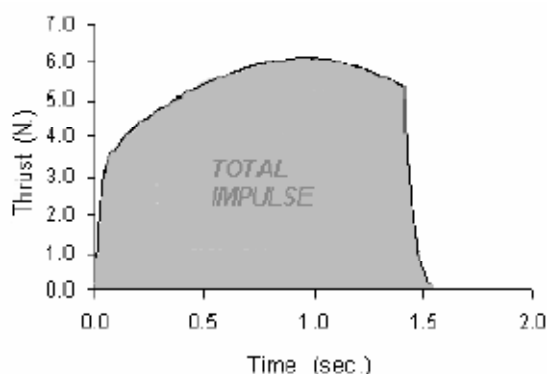


Figura 19 Representación gráfica del impulso total

Para un impulso constante y periodos transitorios de encendido y apagado muy cortos, la expresión se reduce a:

$$I_t = F \cdot t \quad (4.8)$$

Las unidades de este parámetro son en el Sistema Internacional de Newton-segundo (Ns).

Es importante tener en cuenta que este dato por sí solo no es de gran utilidad. Dos cohetes con el mismo impulso total pueden presentar actuaciones completamente diferentes. Sean un motor que aporte un empuje F durante un tiempo t y otro motor que aporte un empuje de $F/2$ durante un tiempo $2t$, ambos presentarán un impulso total $I_t = Ft$ en sus especificaciones.

La altitud y aceleración alcanzadas por estos dependerá principalmente de la relación empuje/masa. La aceleración viene dada por:

$$a = \frac{F}{m} - g \quad (4.9)$$

Donde m es la masa del cohete.

Con una aceleración más baja las aletas tardaran más tiempo en proporcionar la estabilidad necesaria en vuelo. Y en un caso llevado al extremo, el cohete con un empuje demasiado bajo no será capaz de despegar, por muy grande que sea su impulso total.

Impulso específico (I_s)

El impulso específico se define como el impulso total por unidad de peso de propulsor.

$$I_s = \frac{\int_0^t F dt}{g_0 \int \dot{m} dt} \quad (4.10)$$

Siendo g el valor de la aceleración gravitatoria local.

Para sistemas de propulsión con empuje y flujo de propulsor constante, la expresión se puede simplificar a la siguiente:

$$\sim 43 \sim \quad (4.11)$$

$$I_s = I_t / (m_p g_o)$$

Según su definición, las unidades del impulso específico son de Newton-segundo/Newton, que simplificando da como resultado que la unidad de este parámetro es el segundo.

Velocidad de efectiva escape y velocidad característica (c^*).

En una tobera de cohete la velocidad de escape no es uniforme en la sección de salida y es difícil de medir con precisión. En una primera aproximación para un análisis unidimensional es conveniente suponer una velocidad uniforme de salida de valor c . Ésta se denomina velocidad efectiva de escape, y es equivalente a la velocidad a la que el propulsor es expulsado del vehículo. La velocidad efectiva de escape se define como:

$$c = I_s g_0 = F / \dot{m} \quad (4.12)$$

Sus unidades son metros por segundo.

Esta ecuación se puede modificar a:

$$c = v_2 + (p_2 - p_3) A_2 / \dot{m} \quad (4.13)$$

Normalmente el término de la derecha se puede considerar despreciable en comparación con v_2 .

La velocidad característica se usa con frecuencia en la literatura de propulsión de cohetes. Su símbolo es c^* y se define como:

$$c^* = p_1 A_t / \dot{m} \quad (4.14)$$

Sus unidades son también metros por segundo. La notación es la misma que se definió en la figura 18.

La velocidad característica c^* se utiliza para comparar el rendimiento relativo entre diferentes diseños de cohetes químicos de sistemas de propulsión y propulsores. Se determina fácilmente a partir de datos medibles: p_1 , A_t y \dot{m} . Este término está muy relacionado con la eficiencia de la combustión y es esencialmente independiente de las características de la tobera.

Presión en la cámara.

La presión de la cámara de combustión de un cohete es otro de los parámetros fundamentales que rigen su actuación. La presión de la cámara influye sobre parámetros de actuación como son el empuje y la tasa de regresión de propelente, pero además sobre las cargas de la estructura del motor.

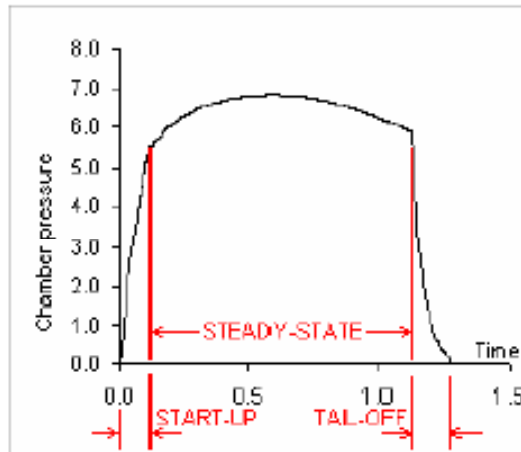


Figura 20 Gráfica de la presión frente al tiempo en una cámara de combustión

En una gráfica típica de la presión de la cámara de combustión, como la de la figura 20, podemos distinguir claramente tres fases: dos fases transitorias, correspondientes al arranque y al apagado de motor, y una zona estacionaria, en la que la presión se mantiene estable.

5. Teoría de flujo isentrópico, toberas y relaciones termodinámicas que rigen su comportamiento.

Las relaciones termodinámicas del proceso que ocurre en el interior de la tobera del cohete y la cámara de combustión son la herramientas matemáticas que necesitamos para poder calcular la actuación y determinar los parámetros de diseño de sistemas de propulsión por cohete. Esta teoría es aplicable a sistemas de propulsión por cohete químico, motores de cohete nucleares, sistemas de cohete de calentamiento solar o de arco eléctrico, y cualquier otro sistema de propulsión que use la expansión de un gas como mecanismo de propulsión por expulsión de gases a alta velocidad.

Cohete ideal.

Para un sistema de propulsión por cohete los principios termodinámicos que rigen su funcionamiento pueden ser expresados como relaciones matemáticas, las cuales se explican más adelante. Estas ecuaciones describen el flujo a través de la tobera como cuasi-unidimensional y son una simplificación e idealización de las ecuaciones tridimensionales que describen de manera próxima a la realidad el comportamiento del fluido. Aún con las simplificaciones anteriores, las ecuaciones que se presentan a continuación son bastante adecuadas para obtener soluciones para el análisis de sistemas cohete. En cohetes de propulsión química la actuación medida se desvía menos de un 6% de los resultados ideales. En el diseño de nuevos cohetes está aceptado el uso de las ecuaciones ideales y posteriormente añadir modificaciones, según corresponda al caso, para realizar las correcciones apropiadas. En un cohete ideal, las siguientes suposiciones son válidas:

1. El fluido de trabajo es homogéneo.
2. Todas las especies presentes en el fluido de trabajo presentan estado gaseoso. Cualquier condensado se puede considerar despreciable.
3. El fluido de trabajo se considera un gas ideal.
4. No existe transferencia de calor a través de las paredes del cohete, por lo que se considera que el flujo es adiabático.

5. El flujo es estacionario y constante. La expansión del fluido de trabajo tiene lugar de manera uniforme y estacionaria, sin vibraciones. Los efectos de los estados transitorios se desprecian ya que estos son muy cortos.
6. El fluido abandona axialmente la tobera.
7. La velocidad del gas, su presión, temperatura y densidad son uniformes en toda sección perpendicular al eje de la tobera.
8. Existe equilibrio químico a lo largo de la tobera.
9. Se pueden despreciar los efectos de fricción y capa límite en las paredes del sistema.
10. No existen ondas de choque o discontinuidades en el flujo de la tobera.

Se debe aclarar esta última suposición. Esta suposición se realiza en base a que cuando se diseña un motor cohete para aplicación real, sólo una tobera supersónica resulta interesante, en la cual discontinuidades de estos tipos solo pueden aparecer en el exterior de la tobera.

Otro punto a aclarar es el número 7. En toberas axilsimétricas no ideales, es el valor de v_2 es normalmente mayor en el centro y se reduce según nos acercamos a las paredes, por lo que la velocidad no es uniforme en la sección de salida. La media de la velocidad se puede determinar en una tobera axilsimétrica, como función del radio.

$$v_2 = \frac{2\pi}{A_2} \int_0^{r_2} v_2 r dr \quad (5.21)$$

Desarrollos similares se pueden aplicar al resto de variable que se enumeran en el apartado.

Estas suposiciones serán más o menos acertadas según el tipo y las características del cohete utilizado. En sistemas con combustible líquido y un buen sistema de inyección, el combustible y el oxidante se mezclan perfectamente, resultando un fluido de trabajo homogéneo. En un cohete de combustible sólido, el gas es necesariamente homogéneo y uniforme y el consumo es estacionario. En sistemas de propulsión nuclear, por calentamiento solar o por arco, se asume que la temperatura del fluido de trabajo es uniforme en cualquier sección transversal de la tobera.

Dado que las temperaturas en la cámara anterior a la tobera son elevadas, superiores a 2000 grados Kelvin con facilidad, los gases están muy por encima de sus puntos de saturación y se comportan como gases ideales.

Las pérdidas por fricción en la tobera son muy difíciles de calcular con precisión, pero normalmente son muy pequeñas. Exceptuando las cámaras muy pequeñas las pérdidas de energía debidas a pérdidas de calor por las paredes son despreciables. Si a esto le sumamos la suposición de flujo estacionario, la tobera puede considerarse isentrópica y reversible, y por lo tanto la transformación de energía térmica en cinética es máxima. En una tobera simple supersónica esta transformación ocurre de manera progresiva y sin discontinuidades u ondas de choque.

Los diez postulados anteriores nos permiten derivar una teoría simple, cuasi unidimensional, para el flujo en toberas.

Relaciones termodinámicas en fluidos con flujo isentrópico.

Las deducciones de estas ecuaciones se pueden encontrar en cualquier libro o apuntes sobre dinámica de fluidos, como los que se incluyen en la bibliografía de este proyecto.

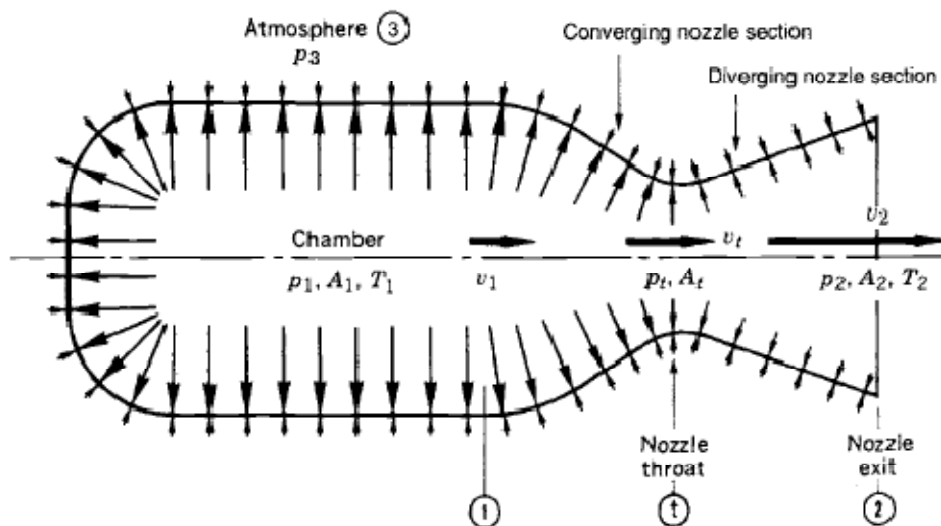


Figura 21 Esquema de la notación para una tobera isentrópica supersónica

El principio de conservación de la energía aplicada a un proceso con flujo adiabático, sin adición o pérdida de calor ni intercambio de trabajo con el ambiente, puede aplicarse a este caso. Cuando no existe fricción, el proceso pasa a ser isentrópico y reversible, lo

que significa que la variación de entropía es nula. El concepto de entalpía aquí es útil, ello consiste en la suma de la energía interna del gas más el trabajo que realiza o recibe el gas, y se expresa como la constante del calor específico C_p multiplicado por la temperatura absoluta T . En un proceso adiabático la entalpía total, o de remanso, h_0 es constante. También se puede expresar de la forma:

$$h_0 = h + \frac{v^2}{2} = \text{constante} = C_p T_0$$

La conservación de la energía en un flujo isentrópico entre dos secciones x e y muestra que una variación de entalpía, es decir en la temperatura, será compensada con una variación igual en la energía cinética del fluido.

$$h_x - h_y = \frac{1}{2}(v_y^2 - v_x^2) = C_p(T_x - T_y) \quad (5.2)$$

El principio de conservación de la masa en un flujo estacionario indica que el flujo másico a través de cualquier sección de un conducto, o tobera en el caso que nos toca, es constante. Matemáticamente a esta ecuación se la denomina ecuación de continuidad. Dicha ecuación en su forma diferencial sería como sigue:

$$d(vA/V) = 0 \quad (5.3)$$

Donde V representa el volumen específico, v la velocidad local del gas y A el área de la sección.

Cuando esta ecuación se integra en un conducto en cualquiera de sus secciones, a o b , obtenemos:

$$\dot{m} = \dot{m}_a = \dot{m}_b = A_a v_a / V_a = A_b v_b / V_b \quad (5.4)$$

Por otra parte, otra ecuación importante para nuestro sistema será la ley de los gases ideales.

$$p_x V_x = R T_x$$

Donde R es la constante del gas, resultado de la división de la constante universal de los gases R' entre el peso molecular del propio gas M . Cuando se trata de una mezcla de gases, el peso molecular debe promediarse.

La relación entre el calor específico a presión constante del gas y su calor específico a volumen constante se conoce como gamma, γ , o como k en la literatura inglesa:

$$\gamma = k = C_p/C_v \quad (5.6)$$

También es interesante la siguiente relación de términos para más adelante:

$$C_p/R = \gamma/(\gamma - 1) \quad (5.7)$$

El calor específico a presión constante también se puede definir como la derivada parcial de la entalpía respecto a la temperatura a presión constante.

Para un proceso adiabático e isentrópico se cumplen las siguientes relaciones a lo largo de un conducto:

$$\frac{T_a}{T_b} = \left(\frac{p_a}{p_b}\right)^{(\gamma-1)/\gamma} = \left(\frac{V_b}{V_a}\right)^{\gamma-1} \quad (5.8)$$

En una expansión isentrópica en tobera de un flujo estacionario, la presión disminuye, la temperatura absoluta desciende en un factor bastante menor y el volumen específico se incrementa.

Cuando un flujo compresible es remansado mediante un proceso adiabático y reversible, las condiciones que se alcanzan se denominan propiedades de remanso, las cuales se designan con el subíndice 0. A partir de la ecuación de la energía podemos definir la temperatura de remanso:

$$T_0 = T + \frac{v^2}{2C_p} \quad (5.9)$$

En un proceso adiabático las condiciones de remanso permanecen constantes y se siguen cumpliendo las relaciones anteriores.

$$\frac{T_0}{T} = \left(\frac{p_0}{p}\right)^{(\gamma-1)/\gamma} = \left(\frac{V}{V_0}\right)^{\gamma-1} \quad (5.10)$$

Otro parámetro muy importante es la velocidad del sonido en un gas, que determinará qué velocidad marca la frontera entre subsónico y supersónico en nuestro fluido. Su definición es la siguiente:

$$\sim 50 \sim \quad (5.11)$$

$$a = \sqrt{\gamma RT}$$

El número de Mach es el parámetro adimensional del flujo y es la relación entre la velocidad local del fluido y la velocidad del sonido en una sección de la corriente.

$$M = \frac{v}{a} = \frac{v}{\sqrt{\gamma RT}} \quad (5.12)$$

No confunda el lector esta M de Mach con la anterior M del peso molecular del gas, ésta ya va incluida en R del gas.

Cuando el número de Mach sea inferior a 1 el flujo se denomina subsónico, si es mayor que 1 supersónico y si es igual a 1 la velocidad del fluido es la del sonido. Se mostrará más adelante que la velocidad de la corriente en la garganta de una tobera supersónica es igual a 1.

Habiendo definido el número de Mach podemos reescribir la ecuación que define la temperatura de remanso en términos de Mach:

$$T_0 = T \left[1 + \frac{1}{2}(\gamma - 1)M^2 \right] \quad (5.13)$$

La presión de remanso es la presión a la que se encuentra el fluido cuando la energía de una corriente se transforma isentrópicamente en energía térmica. Permanece constante en un proceso isentrópico:

$$p_0 = p \left[1 + \frac{1}{2}(\gamma - 1)M^2 \right]^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (5.14)$$

La relación de área en una tobera también puede ser expresada en términos de Mach para cualesquiera secciones a y b de la misma:

$$\frac{A_b}{A_a} = \frac{M_a}{M_b} \sqrt{\frac{\left\{ 1 + [(\gamma - 1)/2]M_b^2 \right\}^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}}{\left\{ 1 + [(\gamma - 1)/2]M_a^2 \right\}}} \quad (5.15)$$

Flujo isentrópico a través de toberas:

A partir de la primera ecuación del capítulo podemos obtener la velocidad del fluido a la salida de la tobera, v_2 :

$$v_2 = \sqrt{2(h_1 - h_2) + v_1^2} \quad (5.16)$$

Esta ecuación es aplicable a cohetes tanto ideales como no ideales. Esta ecuación puede ser reescrita haciendo uso de relaciones termodinámicas anteriores como:

$$v_2 = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT_1 \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right] + v_1^2} \quad (5.17)$$

En los casos en los que la sección de la cámara de combustión es mucho mayor que la de la tobera la velocidad v_1 puede despreciarse y simplificar la ecuación de la siguiente manera. Pudiendo referirse todo a condiciones de remanso:

$$v_2 = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT_1 \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right]} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT_0 \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_0} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right]} \quad (5.18)$$

Se puede observar que la velocidad de escape de los gases es una función de la relación p_1/p_2 y del parámetro γ , y es proporcional a la raíz de la temperatura. También se puede hacer el cambio de T_0 a la velocidad del sonido de remanso a_0 :

$$a_0 = \sqrt{\gamma RT_0} \quad (5.19)$$

$$v_2 = a_0 \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_0} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right]} \quad (5.20)$$

De estas ecuaciones podemos deducir que existe una velocidad máxima teórica para la salida del gas de la tobera. Cuando tengamos una relación de presiones infinita:

$$(v_2)_{max} = \sqrt{\frac{2\gamma RT_0}{\gamma-1}} = a_0 \sqrt{\frac{2}{\gamma-1}} \quad (5.22)$$

La velocidad de salida tiene un máximo finito para esta situación. En esta expansión, la temperatura del gas cae por debajo del punto de licuefacción o incluso del punto de solidificación, por lo que la velocidad teórica calculada no puede ser alcanzada.

Configuración de tobera:

Si en una tobera queremos alcanzar velocidades superiores a la del sonido, el área necesaria de tobera decrece hasta un mínimo, para posteriormente crecer. Las toberas de este tipo, muchas veces llamadas toberas de De Laval, consisten en un tramo convergente seguido de uno divergente de conducto. El área mínima de la tobera se llama garganta. Según la ecuación de conservación de la masa, o de continuidad, el área es inversamente proporcional a la relación v/V , velocidad - volumen específico. A la relación del área de salida frente al área de garganta se le denomina ratio o relación de expansión:

$$\epsilon = A_2/A_t \quad (5.23)$$

En procesos con flujo estacionario e isentrópico, tal como ocurre en las toberas de los cohetes, el flujo puede ser calculado a partir de la ecuación de continuidad, las relaciones isentrópicas y de velocidad del gas entre cualquier sección x de la tobera y la entrada.

$$\dot{m} = \frac{A_x p_1}{R} \sqrt{2} \left\{ \frac{C_p}{T_1} \left[\left(\frac{p_x}{p_1} \right)^{2/\gamma} - \left(\frac{p_x}{p_1} \right)^{(\gamma+1)/\gamma} \right] \right\}^{1/2} \quad (5.24)$$

El máximo flujo de masa por unidad de área tiene lugar en la garganta de la tobera, y la presión en este punto guarda una relación única que siempre se da a bloqueo:

$$\frac{p_t}{p_1} = \left[\frac{2}{(\gamma + 1)} \right]^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (5.25)$$

La presión en la garganta que hace máximo el flujo másico es llamada presión crítica. La expresión 5.24 deja de ser válida cuando se sobrepasa la presión crítica debido a que el bloqueo sónico impide seguir aumentando el caudal.

En el punto de presión crítica, los valores de volumen específico y de temperatura se pueden obtener a partir de las relaciones isentrópicas, quedando:

$$V_t = V_1 \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right)^{1/(\gamma-1)} \quad (5.26)$$

$$T_t = T_1 \frac{2}{\gamma+1} \quad (5.27)$$

En la ecuación anterior, T_1 , normalmente es la temperatura de combustión y la temperatura de remanso del flujo (T_0). Haciendo uso de las expresiones anteriores del capítulo podemos obtener una expresión para la velocidad del fluido al atravesar una garganta. La velocidad crítica o velocidad de garganta, v_t , sería:

$$v_t = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma+1} RT_1} = \sqrt{\gamma RT_t} = a_t \quad (5.28)$$

Es decir, en la garganta con condiciones de presión críticas, la velocidad de fluido coincide con la del sonido, lo que equivale a Mach unidad siempre. Esto se conoce como bloqueo sónico. Esta velocidad no se puede superar en un conducto meramente convergente.

De la primera igualdad de la expresión podemos calcular la velocidad del flujo en la tobera a partir de las condiciones de entrada del fluido a la misma, sin conocer ningún parámetro de la tobera. La parte divergente de la tobera nos permite disminuir más la presión e incrementar la velocidad más allá de la velocidad del sonido. Si la tobera acaba en la garganta, la salida del fluido es sónica. La condición de flujo sónico o supersónico sólo puede darse si se alcanza presión crítica en la tobera. Por lo que básicamente existen tres posibles tipos de toberas: subsónicas, sónicas y supersónicas. Sus características se pueden comparar en la siguiente tabla.

	Subsónicas	Sónicas	Supersónicas
Velocidad en la garganta	$v_t < a_t$	$v_t = a_t$	$v_t > a_t$
Velocidad a la salida	$v_2 < a_2$	$v_2 = a_t$	$v_2 < v_t$
Mach	$M_2 < 1$	$M_2 = M_t = 1$	$M_2 > 1$
Relación de presión	$\frac{p_1}{p_2} < \left(\frac{\gamma + 1}{2}\right)^{\gamma/(\gamma-1)}$	$\frac{p_1}{p_2} = \left(\frac{\gamma + 1}{2}\right)^{\gamma/(\gamma-1)}$	$\frac{p_1}{p_2} > \left(\frac{\gamma + 1}{2}\right)^{\gamma/(\gamma-1)}$
Geometría	Convergente	Convergente	Convergente-Divergente

Las toberas supersónicas son las normalmente utilizadas en cohetes. La relación de presiones entre la cámara de combustión y el ambiente en todos los cohetes es lo suficientemente grande como para conseguir flujo supersónico. Si la presión de la cámara baja de las 2.17 atm, aproximadamente, el chorro será subsónico con la tobera funcionando al nivel del mar.

La velocidad del sonido es igual a la velocidad de propagación de una onda de presión en el medio, ya que el sonido es una onda de presión. Si se alcanza la velocidad sónica en algún punto de una corriente estacionaria, será imposible que ninguna onda atraviese dicha sección aguas arriba de la corriente. Por otra parte, cualquier perturbación o pequeña obstrucción del flujo aguas abajo de la garganta, no tiene influencia sobre el flujo en la garganta o aguas arriba de la misma, siempre y cuando, esta perturbación no haga aumentar la presión aguas abajo por encima de la presión crítica. No es posible aumentar la velocidad del flujo en la garganta disminuyendo la presión aguas abajo. A esta situación se le llama bloqueo sónico.

El flujo a través de la sección crítica o garganta en una tobera supersónica se puede obtener a partir de expresiones anteriores, resultando:

$$\dot{m} = \frac{A_t v_t}{V_t} = A_t p_1 \frac{\gamma \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma + 1}\right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}}}{\sqrt{\gamma R T_1}} \quad (5.29)$$

El flujo a través de una tobera es proporcional al área de su garganta, A_t , y a la presión aguas arriba, p_1 , e inversamente proporcional a la velocidad del sonido aguas arriba $\sqrt{\gamma RT_1}$ y función de propiedades del gas.

Otra ecuación útil para el diseño de toberas supersónicas es la que relaciona el ratio de áreas con el ratio de presiones entre la cámara de combustión y el ambiente exterior:

$$\frac{A_t}{A_x} = \frac{V_t v_x}{V_x v_t} = \left(\frac{\gamma + 1}{2}\right)^{1/(\gamma-1)} \left(\frac{p_x}{p_1}\right)^{1/\gamma} \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} \left[1 - \left(\frac{p_x}{p_1}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]} \quad (5.30)$$

Cuando sea $p_x = p_2$, entonces $A_x/A_t = A_2/A_t = \varepsilon$, es decir, la relación de expansión en la tobera. En aplicaciones a bajo nivel (o-10.000m), las relaciones de área en toberas suelen tener valores de $\varepsilon=3-35$, dependiendo de la presión en la cámara de combustión para altitudes mayores se usan valores de entre 40 y 100, aunque a se ha llegado hasta 400.

De manera similar, también podemos deducir una expresión para el ratio de velocidad entre la garganta y la sección de salida de la tobera:

$$\frac{v_x}{v_t} = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{p_x}{p_1}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]} \quad (5.31)$$

Estas ecuaciones permiten obtener inmediatamente la relación de áreas y velocidades en toberas ideales.

Empuje y coeficiente de empuje:

Habiendo estudiado la termodinámica de las toberas, ahora podemos reescribir las ecuaciones del empuje en términos conocidos. Primero haremos un breve repaso del tema.

La ecuación que nos da el empuje es:

$$F = \dot{m} v_2 + (p_2 - p_3) A_2 \quad (5.32)$$

Esta expresión la podemos expandir sustituyendo:

$$\dot{m} = \frac{A_t v_t}{V_t} \quad (5.33)$$

Si seguimos operando, podemos dejar la expresión en términos de A_t , A_2 , p_1 , p_2 y p_3 :

$$F = A_t p_1 \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]} + (p_2 - p_3)A_2 \quad (5.34)$$

Esta expresión es aplicable a toberas ideales en las que se pueda considerar γ constante a lo largo del proceso de expansión. La ecuación muestra que el empuje es directamente proporcional al área de garganta y a la presión de entrada, también que es función de la relación de presiones entre la entrada y la salida de la tobera así como del parámetro γ y del empuje, debido a la diferencia de presiones entre salida y ambiente. Esta ecuación se conoce con el nombre de ecuación del empuje ideal.

Se define el coeficiente de empuje como el empuje partido de la presión de la cámara de combustión y el área de garganta de la tobera. Partiendo de la ecuación anterior obtenemos:

$$C_f = \frac{F}{A_t p_1} = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{(\gamma-1)/\gamma}\right]} + \frac{(p_2 - p_3)A_2}{p_1 A_t} \quad (5.35)$$

El coeficiente de empuje presenta un máximo cuando $p_2=p_3$, este valor se conoce como coeficiente de empuje óptimo. Este valor se puede obtener derivando la expresión respecto del ratio de presiones e igualando a cero. El uso del coeficiente de empuje nos permite usar la expresión:

$$F = C_f A_t p_1 \quad (5.36)$$

Esta expresión puede aportar un valor experimental de C_f para valores conocidos de presión en cámara, área de garganta y empuje. Dado que el coeficiente es una función de la presión en la cámara, el empuje no es exactamente proporcional a p_1 . Pero sí lo es respecto al área de garganta. El coeficiente determina la amplificación del empuje debido a la expansión del gas en la tobera del cohete, comparado con el empuje que habría si la presión de la cámara actuase sobre el área de garganta contra el ambiente. El



coeficiente de empuje toma valores de entre 0.8 y 1.9. Es un parámetro muy útil a la hora de hacer correcciones en el empuje a medida que varía la presión en la cámara de combustión o la altitud, o para saber qué resultados necesitamos a nivel del mar para tener un funcionamiento correcto en altitud.

6. Diseño y construcción

Diseño de partida

Una vez se han estudiado y comprendido los mecanismos que rigen el funcionamiento de un motor cohete y en particular los de tipo híbrido, podemos iniciar el diseño.

En este caso partimos del diseño, en escala de laboratorio, que posee el Departamento de Aeronáutica y Aeroespacial del Instituto Tecnológico de Massachusetts (MIT).

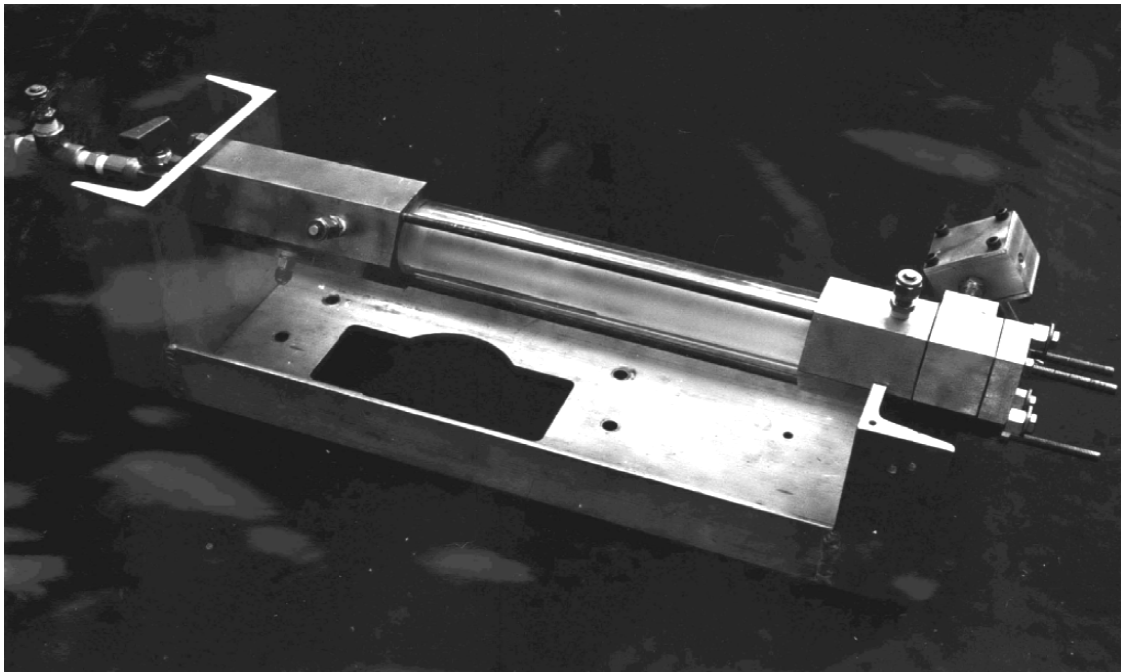


Figura 22 Imagen del motor cohete híbrido del MIT

Este diseño se puede dividir en tres bloques claramente diferenciados:

- 1- Bloque frío: bloque de metal, fabricado en una sola pieza, por el que se introduce el oxidante por su extremo, contiene el sistema de encendido que consta de vía de alimentación de metano y bujía de encendido. En el otro extremo se une con el combustible.
- 2- Bloque combustible: barra de polimetilmetacrilato (PMMA) a la que se le ha practicado un taladro central para permitir el paso del oxidante. Al vaporizarse su pared interior y mezclarse con el oxidante se produce la combustión.
- 3- Bloque caliente: bloque metálico, fabricado en una única pieza, en el que se completa la combustión (postcombustor). También contiene la tobera de salida

en grafito y una boquilla para mejorar el mezclado a la entrada del bloque, realizada en este mismo material.

Partiendo de este diseño, realizaremos las modificaciones necesarias para poder cumplir las especificaciones requeridas por la universidad y medidas de seguridad oportunas, con los materiales de los que disponemos hoy día.

A continuación se explican las piezas y los materiales de los que se compone cada bloque en nuestro diseño y los motivos para su elección.

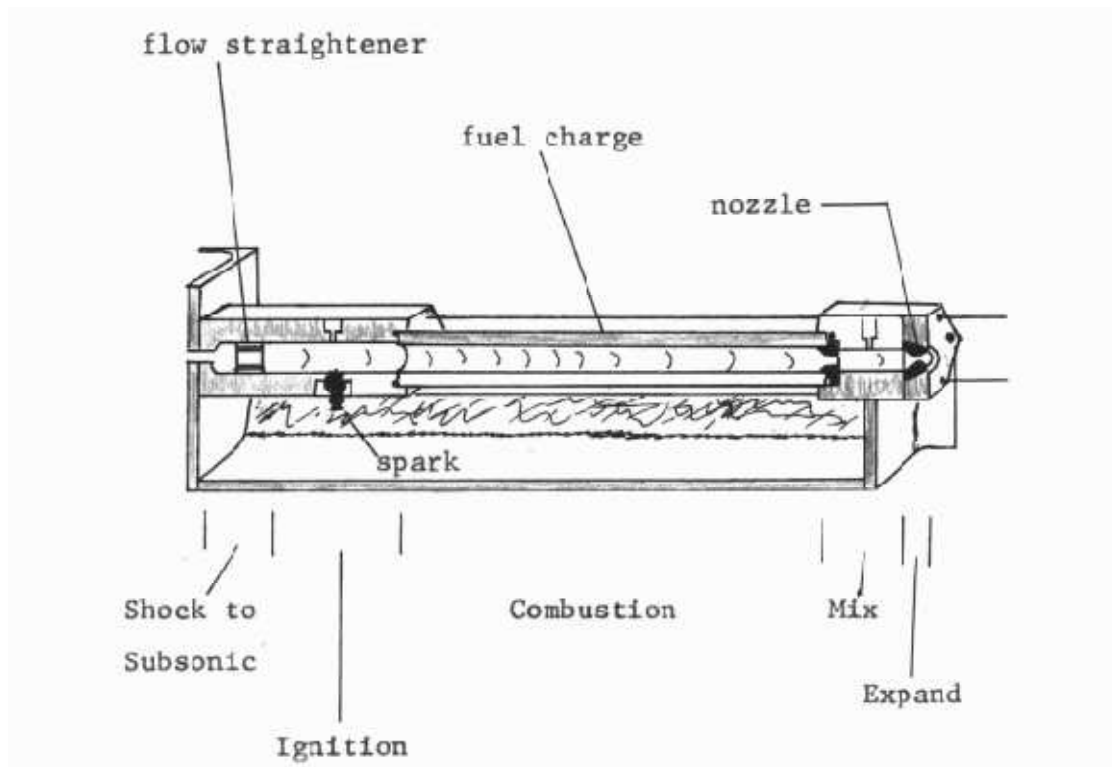


Figura 23 croquis del cohete híbrido del MIT extraído de la tesis de Steve Bates

Las modificaciones principales que se realizan respecto del diseño de partida son:

- Modularidad: se realiza un diseño del motor en piezas intercambiables para permitir la realización de estudios sobre los diferentes parámetros del cohete, tales como longitud de la cámara de postcombustión, longitud del puerto de combustión o geometría de toberas.
- Encendido: por motivos de seguridad no se permite el encendido mediante gas combustible, por lo que se realizara el encendido introduciendo por la tobera una fuente de llama manualmente.

Diseño de nuestro motor:

Comenzaremos describiendo cómo se han diseñado y fabricado los bloques 1 y 3.

A diferencia del diseño americano, en el que estos bloques son una sola pieza, nosotros realizaremos un diseño modular con el que poder utilizar tramos de diferentes longitudes o introducir un suavizador de flujo en el bloque frío. Esto permitirá, en un futuro, estudiar los efectos de distintos perfiles de velocidad a la entrada del puerto de combustible y distintas longitudes de la cámara de postcombustión.

Bloque frío

Es el bloque por el que se introduce el oxígeno, a partir de ahora lo denominaremos bloque frío. Los motivos para tal notación son:

Debido a la expansión del oxígeno, desde la presión del almacenamiento en la bombona a la presión a la que vayamos a realizar el experimento, éste sufrirá un enfriamiento respecto a la temperatura ambiente a la que inicialmente se encuentre la bombona. Además, en este bloque no tiene lugar la combustión ni es atravesado por gases calientes.

Por estos motivos, este primer bloque, en principio, lo podríamos realizar en aluminio. Este material es mucho más ligero que el acero y fácil de mecanizar, pero al estar trabajando con oxígeno puro, esta idea se descarta ya que una acumulación de polvo de aluminio en las piezas mecanizadas podría provocar una explosión al encender el aparato.

Hasta hace unos años, el oxígeno se almacenaba en bombonas de aluminio. A causa de la acumulación de polvo de aluminio en una de ellas, espontáneamente se produjo una explosión y consiguiente incendio. Así pues, se toma como medida de precaución de riesgos laborales por la universidad no utilizar elementos de aluminio al trabajar con oxígeno.

Dado que no podemos utilizar aluminio para nuestra aplicación, utilizaremos acero para esta pieza. El motivo principal para usar este material es que, como más adelante se explicará, el bloque caliente será realizado en acero (F1 ó F111) también, de modo que podremos utilizar la misma herramienta para mecanizar todo el artefacto.

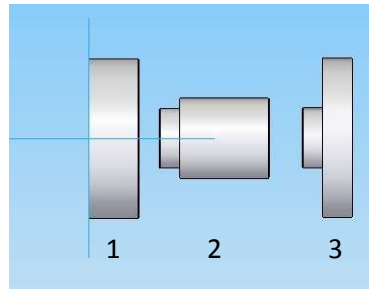


Figura 24 Esquema del bloque frío

Este bloque se conforma de tres piezas:

1. Pieza inicial (Pieza001): es la pieza inicial del cohete, siguiendo el orden en el que el fluido recorre el aparato. Es la pieza a la que se conecta la alimentación de oxígeno, cierra por este extremo el aparato y sobre ella se ajustan las tuercas de las varillas roscadas.
2. Tramo intermedio (Pieza002): Esta pieza está formada por un tubo de acero cilíndrico de sección constante. Es una pieza intercambiable, puede ser sustituida, o suprimida, por otras de semejante geometría con distintas longitudes para estudiar efectos del perfil del flujo sobre el ratio de regresión del combustible a la entrada del puerto de combustible. Aunque para este primer diseño no se nos ha permitido, se le puede añadir una vía de alimentación de combustible gaseoso y una bujía que permitan realizar el encendido de manera remota, como en el diseño americano.
3. Pieza de unión entre el bloque frío y el combustible (Pieza003): actúa como adaptador entre ambas secciones, además posee orificios para las varillas que unirán todo el conjunto de modo que mantengan bien alineadas las piezas.

Existe la posibilidad de colocar una chapa perforada o tejido metálico antes de la pieza intermedia para suavizar el flujo del gas y así poder estudiar sus efectos a la entrada del puerto.

Bloque caliente.

Este bloque es el que se sitúa después del puerto de combustible. Se compone de varias piezas y secciones con diferentes funciones, las cuales pasamos a describir:

4. Pieza de sujeción del combustible (Pieza009): en ella se introduce el extremo final del bloque de combustible y una boquilla de grafito. Por el lado contrario conecta con otro tramo intermedio que hace la función de cámara de postcombustión.
5. Boquilla de grafito (Pieza010): inmediatamente después del puerto de combustible se coloca lo que hemos denominado boquilla, un disco de grafito con un orificio central de menor sección que la del puerto de combustible y que la de la cámara de postcombustión situada a continuación. Este escalón forzará la aparición de turbulencia a la entrada de dicha cámara, lo cual acelerará el mezclado de la corriente, con lo que se debería completar la combustión y dar uniformidad a la corriente antes de alcanzar la tobera.
6. Tramo intermedio (Pieza002): este bloque realiza la función de cámara de postcombustión. Esta pieza está formada por un tubo de acero cilíndrico de sección constante. En nuestro caso es igual a la pieza intermedia del bloque frío. Estas piezas son idénticas, y por tanto, intercambiables con la equivalente del otro bloque.

El objeto de una cámara de postcombustión después del puerto es completar la combustión. Si inmediatamente al acabar el puerto colocásemos la tobera, el combustible que se ha evaporado en la sección final del puerto se quemaría en el exterior del aparato, con la consiguiente pérdida de eficiencia y desperdicio del combustible.

7. Pieza de unión entre el bloque caliente y la tobera de grafito (Pieza003): actúa de adaptador entre ambas piezas, además posee orificios para las varillas que unirán

todo el conjunto de modo que mantengan bien alineadas las piezas. Es idéntica a la misma del bloque frío.

8. Tobera de grafito (Pieza011): por último, antes de liberar los gases, debemos acelerar el fluido para conseguir el empuje deseado. Después de la cámara de postcombustión colocamos una tobera realizada en grafito. La elección de este material se explicará más adelante.
9. Pieza final (Pieza012): sus funciones principales son sujetar el extremo final de la tobera y sujetar el conjunto por este extremo, ya que sobre ella se ajustan las varillas roscadas mediante tuercas de palomilla. Tiene un taladro en la zona central para permitir el escape de los gases desde la tobera al exterior. Sobre ella se ajustan las tuercas de las varillas que sujetan el conjunto.

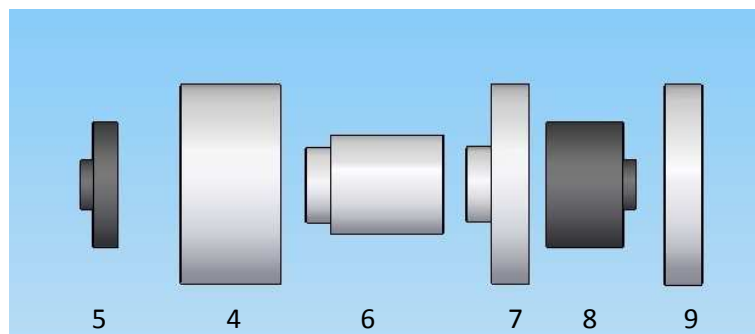


Figura 25 Esquema del bloque caliente

Fabricación y detalles de los elementos metálicos del los bloques frío y caliente:

Los motivos para usar acero F1 como material, tanto para la cámara de postcombustión como para las piezas con las que uniremos las distintas secciones del bloque caliente, son sus buenas propiedades térmicas, a saber: conducción, calor específico y temperatura de fusión elevadas. Así mismo, su mecanizado no es especialmente complicado ni costoso.

A partir de tochos cilíndricos mecanizaremos las diferentes piezas de estos bloques, uno de diámetro 80mm y otro de diámetro 40mm. La unión de cada pieza con la siguiente se realiza siempre de la misma forma, con el fin de simplificar y estandarizar las operaciones de mecanizado y poder usar el mismo tipo de juntas para el sellado en todas las uniones.

1. Pieza inicial (Pieza001): es la pieza inicial del cohete siguiendo el orden en el que el fluido recorre el aparato. A este bloque llega la vía de alimentación de oxígeno, la cual se une al bloque mediante un racor con sujeción de seguridad y rosca métrica 12. Sobre ella se aprietan las tuercas de mariposa que sujetan las varillas roscadas. Por el extremo opuesto se une con el tramo intermedio o directamente con la pieza de unión entre el bloque frío y el bloque combustible, según el estudio que se quiera llevar a cabo.

Su fabricación parte del tocho de acero de diámetro 80mm. El operario, con una sierra industrial, tronza de éste una longitud igual a la de la pieza final más 2mm.

La pieza obtenida se coloca en el torno en un primer agarre. Este primer agarre comienza con el refrentado de la pieza. Seguidamente, se realiza el taladro pasante, utilizando primeramente una broca de puntear para marca el punto central y la dirección en la que a continuación se va a realizar el taladro pasante con broca de diámetro 10mm, adecuado a la métrica 12 de la rosca. A continuación se realiza un cilindrado interior de 10mm de profundidad hasta llegar a diámetro 30mm, necesario para la unión con la pieza que se vaya a colocar a continuación de ésta. Para finalizar este agarre se achaflana el canto exterior para evitar cortes al manipular la pieza.

En un segundo agarre, se refrenta la pieza hasta la longitud final requerida y también se achaflana el canto exterior.

Con un taladro vertical se utiliza la broca de puntear para marcar y guiar dónde realizar los cuatro taladros pasantes de diámetro 5,5mm para las varillas roscadas. Seguidamente se avellan los agujeros por ambos lados para eliminar rebabas y facilitar la inserción de las varillas.

Por último, para realizar la rosca de métrica 12, se utilizó un juego de machos de roscar manual.

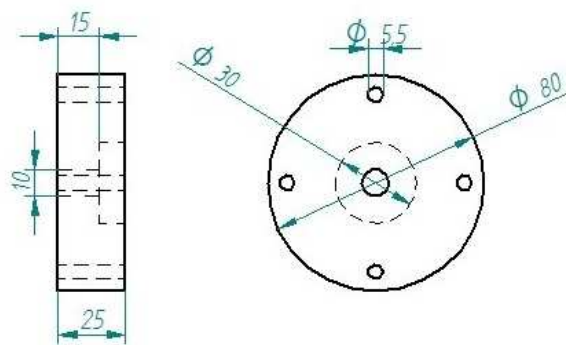


Figura 26 Plano de la pieza inicial



Figura 27 Posición de la pieza inicial en el montaje

Para su sujeción a la estructura se le introduce una varilla roscada idéntica a las utilizadas para sujetar el conjunto, de manera que se apoye sobre ella. Para

realizar esta rosca se ha tenido que aplanar una pequeña zona de la superficie cilíndrica exterior para posteriormente realizar el taladrado y roscado correspondiente.

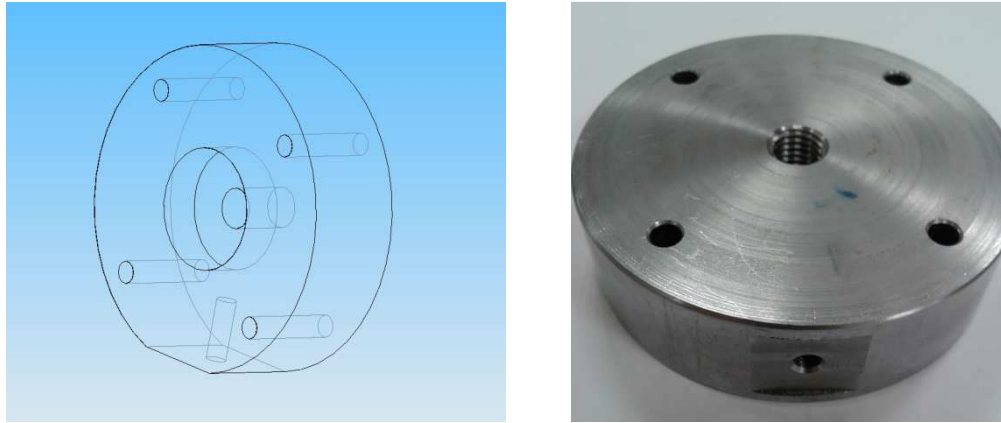


Figura 28 Esquema 3D e imagen del detalle de sujeción de la pieza inicial a la estructura

2. Tramo intermedio (Pieza002): si se coloca en el bloque frío, esta pieza realiza la función de dejar desarrollar al fluido su perfil de velocidades, en mayor o menor medida según la longitud que le demos antes de penetrar en el bloque de combustible. Por otra parte, si se coloca en el bloque caliente, realizará la función de cámara de postcombustión, permitiendo que se acabe de quemar el material vaporizado.

Esta pieza se puede fabricar de las longitudes que deseemos, para estudiar cómo afecta este parámetro sobre los procesos antes mencionados. En este caso, hemos fabricado dos piezas idénticas, con la relación $L/D \sim 2$, en diámetro interior que se mecaniza coincide con el del bloque combustible, en nuestro caso 20mm.

Su fabricación parte del tocho de acero de diámetro 40mm. El operario, con una sierra industrial, tronza de éste una longitud igual a la de la pieza final más 2mm.

La pieza obtenida se coloca en el torno en un primer agarre. Este primer agarre comienza con el refrentado de la pieza. Seguidamente se realiza el taladro

pasante, utilizando primeramente una broca de puntear para marca el punto central y la dirección en la que a continuación se va a realizar el taladro pasante de diámetro 10mm. Por último, se realiza otro taladro con una broca de 20mm. Posteriormente realizaremos un cilindrado interior hasta diámetro 30mm en los 10mm del extremo, necesario para la unión con la pieza que se vaya a colocar a continuación. Antes de finalizar este agarre se achaflana el canto exterior para evitar cortes al manipular la pieza.

En un segundo agarre, se refrenta la pieza hasta la longitud final requerida, se realiza un cilindrado exterior a los 10mm del extremo hasta obtener diámetro 30mm. Se achaflan los cantos exteriores y se comprueba que encaja con facilidad en la pieza anterior.

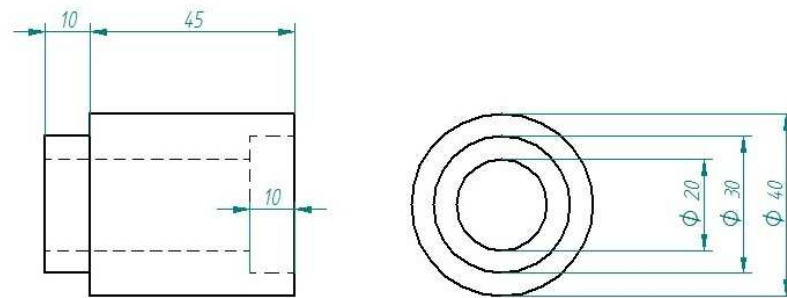


Figura 29 Plano de la pieza intermedia de los bloques



Figura 30 Posiciones de las piezas intermedias en el montaje (opcional)

3. Pieza de unión entre el bloque frío y el combustible y pieza de unión entre el bloque caliente y la tobera de grafito (Pieza003): actúan como adaptadores entre secciones.

Su fabricación parte del tocho de acero de diámetro 80mm. El operario, con una sierra industrial, tronza de éste una longitud igual a la de la pieza final más 2mm.

La pieza obtenida se coloca de nuevo en el torno en un primer agarre. Este primer agarre comienza con el refrentado de la pieza. Seguidamente se realiza el taladro pasante, utilizando primeramente una broca de puntear para marca el punto central y la dirección en la que a continuación se va a realizar el taladro pasante de diámetro 10mm. Por último, se realiza otro taladro con una broca de 20mm. Posteriormente realizaremos un cilindrado interior hasta diámetro 50mm en los 10mm desde el extremo, necesario para la unión con la pieza que se vaya a colocar a continuación. Para finalizar este agarre se achaflana el canto exterior para evitar cortes al manipular la pieza.

En un segundo agarre, se refrenta la pieza hasta la longitud final requerida, se realiza un cilindrado exterior a los 10mm del extremo hasta obtener diámetro 30mm. Se achaflan los cantos exteriores y se comprueba que encaja con facilidad en la pieza anterior.

Con un taladro vertical se utiliza la broca de puntear para marcar y guiar dónde realizar los cuatro taladros pasantes de diámetro 5,5mm para las varillas roscadas. Seguidamente se avellan los agujeros por ambos lados para eliminar rebabas y facilitar la inserción de las varillas.

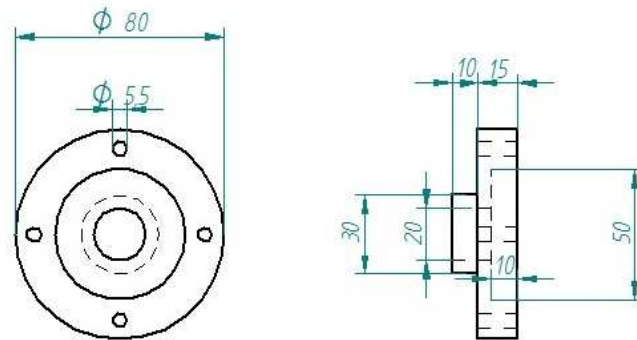


Figura 31 Plano de los adaptadores

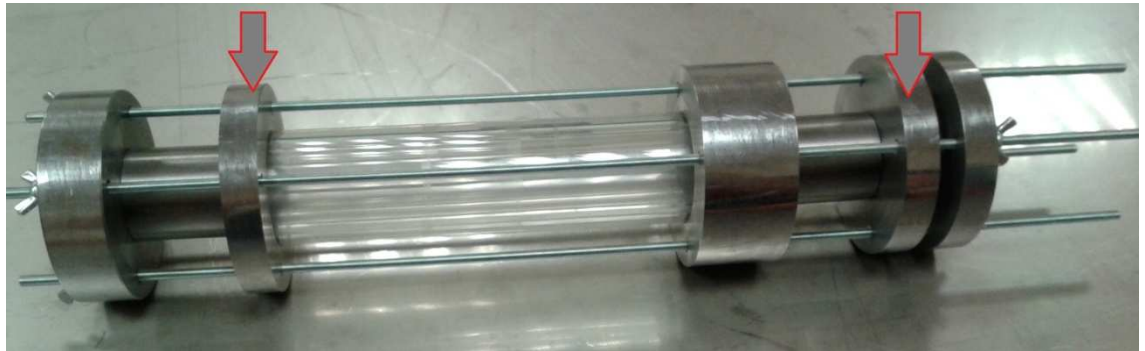


Figura 32 Posición de los adaptadores en el montaje

4. Pieza de sujeción del combustible (Pieza009): en ella se introduce el extremo final del bloque de combustible y una boquilla de grafito. Por el lado contrario conecta con otro tramo intermedio que hace la función de cámara de postcombustión.

Su fabricación parte del tocho de acero de diámetro 80mm. El operario, con una sierra industrial, tronza de éste una longitud igual a la de la pieza final más 2mm.

La pieza obtenida se coloca en el torno en un primer agarre. Este primer agarre comienza con el refrentado de la pieza. Seguidamente se realiza el taladro pasante, utilizando primeramente una broca de puntear para marca el punto

central y la dirección en la que a continuación se va a realizar el taladro pasante de diámetro 10mm. Por último, se realiza otro taladro con una broca de 20mm. Posteriormente, hasta una profundidad de 20mm este cilindrado interior se realiza hasta un diámetro 50mm en el que poder introducir la boquilla de grafito y el extremo del bloque de combustible. Para finalizar este agarre se realiza un achaflanado en el canto exterior.

En un segundo agarre, se refrenta la pieza hasta que la pieza sea de la longitud deseada. Se realiza un cilindrado interior de profundidad 10mm hasta diámetro 30mm para poder unir la pieza que coloquemos a continuación. Por último se achaflana el canto exterior y se libera la pieza.

Con un taladro vertical se utiliza la broca de puntear para marcar y guiar dónde realizar los cuatro taladros pasantes de diámetro 5,5mm para las varillas roscadas. Seguidamente se avellan los agujeros por ambos lados para eliminar rebabas y facilitar la inserción de las varillas.

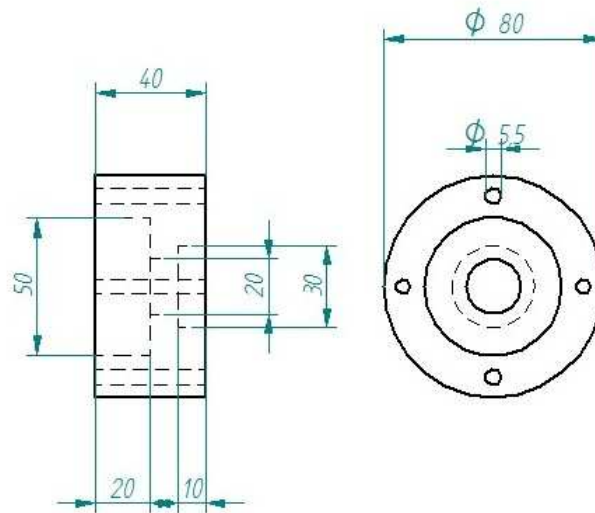


Figura 33 Plano de la pieza de sujeción del combustible

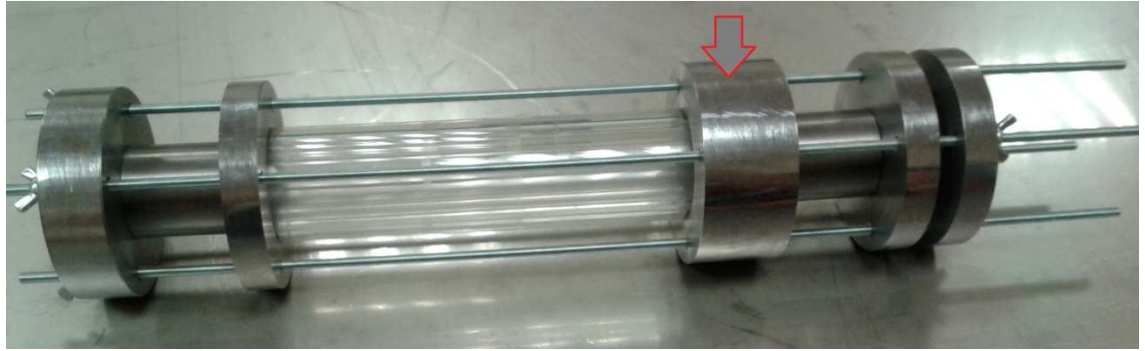


Figura 34 Posición de la pieza de sujeción del combustible en el montaje

Al igual que la pieza 001, esta pieza se utilizará para asegurar el aparato a la estructura. Para conseguir una mayor estabilidad se optó por dos apoyos, que junto con el de la pieza inicial son tres, aportando una estabilidad superior. Para tal fin, se mecanizan roscas para varillas a cada lado de la pieza, previa obtención mediante fresado de sendas superficies planas para taladrar. El resultado es el siguiente:

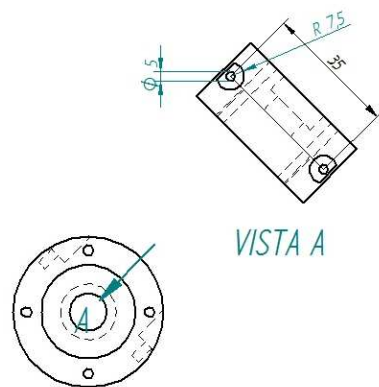


Figura 35 Vista detalle del plano de la pieza e imagen del detalle de la pieza acabada

5. Pieza final (Pieza011): sus funciones son sujetar el extremo de la tobera, servir como soporte a las tuercas para fijar las varillas que unen el conjunto y permitir la salida de los gases que atraviesan la tobera de grafito.

Su fabricación parte del tocho de acero de diámetro 80mm. El operario, con una sierra industrial, tronza de éste una longitud igual a la de la pieza final más 2mm.

La pieza obtenida se coloca de nuevo en el torno en un primer agarre. Este primer agarre comienza con el refrentado de la pieza. Seguidamente se realiza el taladro pasante, utilizando primeramente una broca de puntar para marca el punto central y la dirección en la que a continuación se va a realizar el taladro pasante de diámetro 10mm. Por último, se realiza otro taladro con una broca de 20mm. A continuación se realiza un cilindrado interior para obtener un diámetro interior de 50mm en los 10mm del extremo, necesario para introducir el extremo final de la tobera. Para finalizar este agarre se realiza un achaflanado en el canto exterior.

En un segundo agarre, se refrenta la pieza hasta obtener la longitud deseada. Para finalizar este agarre se realiza un achaflanado en el canto exterior.

Con un taladro vertical se utiliza la broca de puntar para marcar y guiar dónde realizar los cuatro taladros pasantes de diámetro 5,5mm para las varillas roscadas. Seguidamente se avellan los agujeros por ambos lados para eliminar rebabas y facilitar la inserción de las varillas.

Para este proyecto no es necesaria una mayor área de salida para los gases de escape, pero en trabajos sucesivos puede serlo si se quieren alcanzar mayores empujes o utilizar toberas supersónicas, las cuales necesitan áreas de salida mayores. Esta ampliación no presenta ninguna complicación, ya que la pieza permite esta modificación siempre y cuando se siga pudiendo sujetar la tobera.

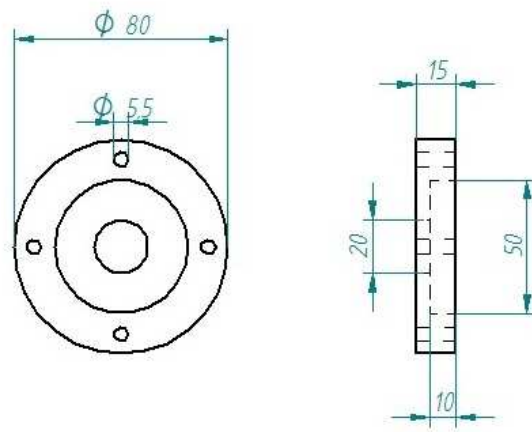


Figura 36 Plano de la pieza final

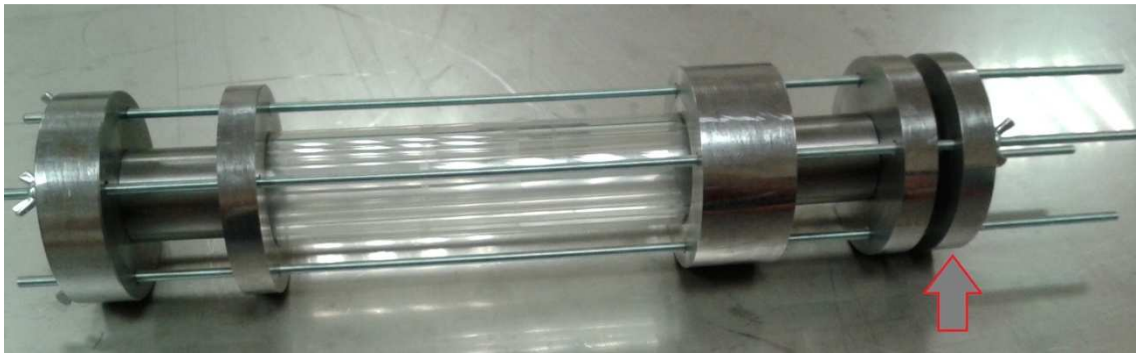


Figura 37 Posición de la pieza final en el montaje

Bloque combustible

En el diseño de partida, el combustible utilizado era polimetilmetacrilato (PMMA). El bloque estaba formado por dos tubos concéntricos de dicho material.

Debido a sus propiedades ópticas, decidimos seguir utilizando el mismo combustible que en el diseño de partida. Aún así, existen otros motivos para tal elección, a continuación enunciamos sus propiedades más interesantes de cara al proyecto:

- Transparencia.
- Alta resistencia al impacto.
- Ligero: su densidad es 1190 Kg/m^3 .
- De fácil combustión, no es auto extingible.
- No produce ningún gas tóxico al arder.
- Gran facilidad de mecanizado y moldeo.

Como idea inicial se pretendía utilizar una barra maciza de polimetilmetacrilato a la que se le realizaría un taladro de 20mm en su interior. Esta idea se descartó rápidamente por el elevado coste del material en este formato y el desperdicio que suponía la operación de mecanizado.

Como solución a estos dos inconvenientes, utilizaremos tres tubos concéntricos que fácilmente se pueden encajar unos dentro de otros, y así también, evitamos desperdiciar material y tiempo con la operación de vaciado.

Las dimensiones de estos tubos son:

Tubo	Diámetro interior (mm)	Diámetro exterior (mm)	Longitud (m)
1	20	30	200
2	30	40	200
3	40	50	200

Las dimensiones de los tubos se han elegido tomando como referencia las del diseño americano, ya que no disponemos de los resultados experimentales de consumo del

material, pero sí sabemos que permiten realizar varios ensayos con ellos sin tener que ser sustituidos.

En cuanto a la longitud, la teoría recomienda nunca sobrepasar $L/D > 40$ para evitar problemas de interferencias de la capa límite, así como el apagado de llama en el interior del aparato por exceso de combustible evaporado. Por lo que, para probar el correcto funcionamiento del aparato, utilizaremos un valor $L/D=10$ ya que sabemos que ha sido probado y da resultados satisfactorios.

Los cálculos de resistencia mecánica están realizados suponiendo que solamente el tubo exterior soporta la presión de la cámara a la que se realiza el ensayo. Deberemos cerrar la alimentación de oxígeno cuando veamos que queda poco para que empiece a fundirse, evitando que este elemento falle o tener que sustituirlo cada vez que se requiera meter combustible de nuevo.

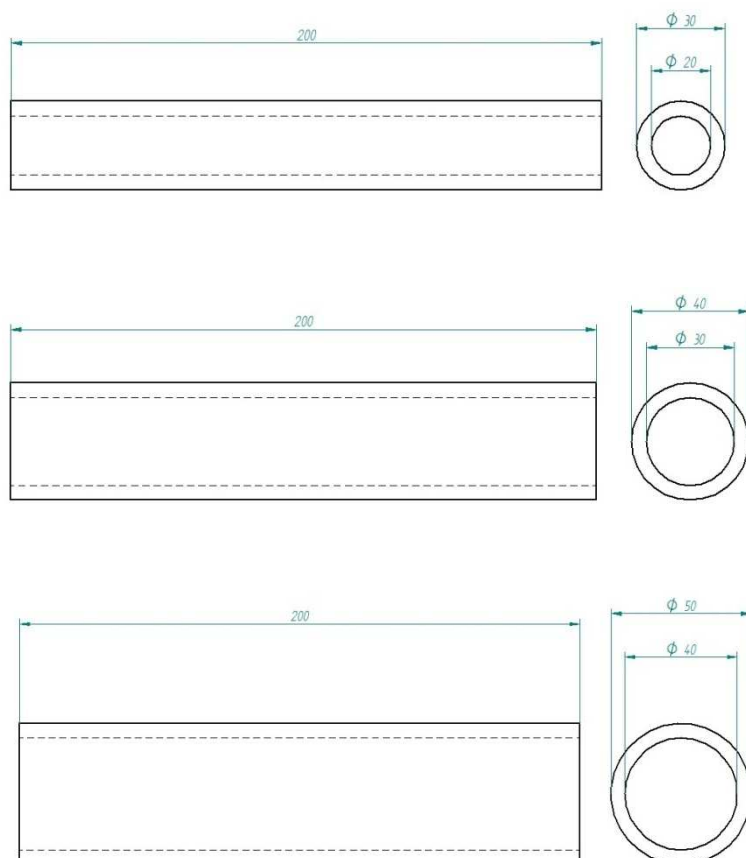


Figura 38 Plano de los distintos tubos de PMMA que conforman el puerto de combustible

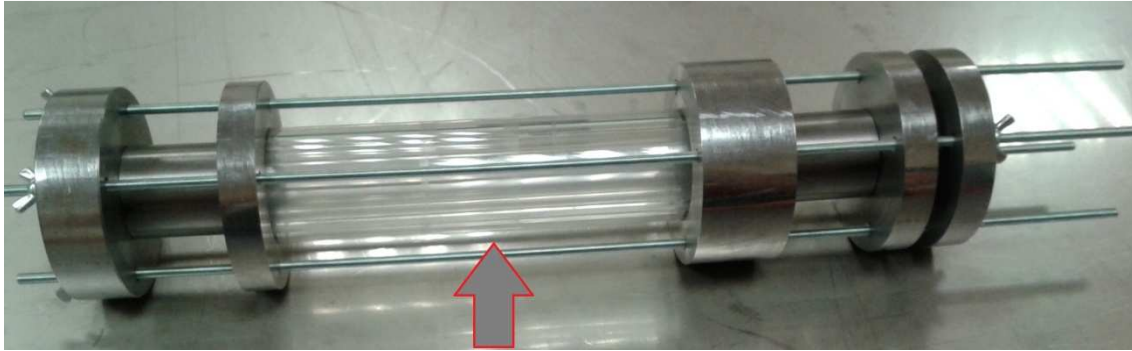


Figura 39 Posición del puerto de combustible en el montaje

Cálculo de resistencia de los tubos de plexiglás:

La configuración que se va a usar consta de tres tubos concéntricos de polimetilmetacrilato (PMMA), comercialmente conocido como Plexiglás. Estos tubos se colocan entre los dos bloques de acero, separados por unas juntas tóricas selladoras (o-rings). El cálculo se va a realizar para el caso más desfavorable, en el que el sellado de presión lo realiza el tubo delgado exterior. Tomaremos como presión interior 13.61 atm (200 psi), un valor que podría utilizarse más adelante con toberas supersónicas, y 1 atm como presión exterior.

Valores típicos de la resistencia mecánica del PMMA son:

Temperatura	Resistencia
23°C	72-80 MPa
70°C	35-40MPa

Para realizar los cálculos podemos, en primera aproximación, con la suposición de pared delgada y después realizar el cálculo con mayor precisión suponiendo pared gruesa.

Los tubos que se van a utilizar son de diámetros comerciales. Las dimensiones del tubo exterior son: diámetro exterior 50mm e interior de 40mm, por lo que su espesor es 5mm.

Pared delgada:

La suposición de pared delgada, nos dice que el esfuerzo se reparte de manera uniforme a lo largo del espesor de la pared del tubo.

Realizamos el sumatorio de fuerzas por unidad de longitud de tubo y siempre debe cumplirse que:

$$2\sigma e \geq (P_i - P_e)D$$

σ : límite de tensión en la pared.

e : espesor de pared.

P : presión. 'i' interior, 'e' exterior.

D : diámetro. 60mm.

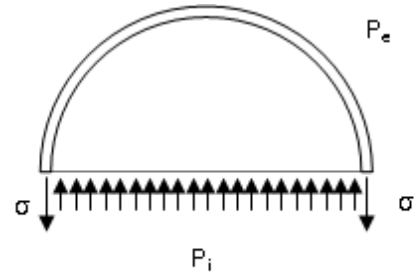


Figura 40 Esquema de esfuerzos sobre el tubo exterior de PMMA

$$(35 \cdot 10^6 \text{ Pa})2 \cdot 5 \text{ mm} \geq (13.61 - 1)10^5 \text{ Pa } 50 \text{ mm}$$

$$(35 \cdot 10^6 \text{ Pa}) \geq (13.61 - 1)10^5 \text{ Pa } \frac{50 \text{ mm}}{10 \text{ mm}}$$

$$35 \cdot 10^6 \text{ Pa} \geq 6.805 \cdot 10^6 \text{ Pa}$$

Nota: $\text{Pa} \cdot \text{mm} = \text{N/mm}_{\text{lineal}}$

Se cumple, con un factor de seguridad, n :

$$n = \frac{35 \text{ MPa}}{6.805 \text{ MPa}} \sim 5.1$$

Este tubo de este material cumple ampliamente los requerimientos.

Vamos a volver a calcular el factor de seguridad, pero con la suposición de pared gruesa, ya que 5mm no es un espesor despreciable.

Pared gruesa: en estos cálculos no se sigue la suposición de que la tensión es uniforme en la pared.

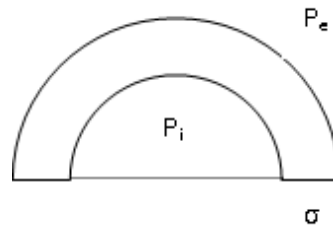


Figura 41 Esquema de las presiones sobre el tubo exterior

De acuerdo con la teoría, las tensiones que aparecen en la pared son:

$$\sigma_{\theta} = P_i \frac{a^2}{b^2 - a^2} \left(\frac{b^2}{r^2} + 1 \right) - P_e \frac{b^2}{b^2 - a^2} \left(\frac{a^2}{r^2} + 1 \right) ; \sigma_{\theta} > 0 \text{ tracción}$$

$$\sigma_r = P_i \frac{a^2}{b^2 - a^2} \left(\frac{b^2}{r^2} - 1 \right) - P_e \frac{b^2}{b^2 - a^2} \left(\frac{a^2}{r^2} + 1 \right) ; \sigma_r > 0 \text{ compresión}$$

a: radio interior. En este caso a=20mm.

b: radio exterior. En este caso b=25mm.

r: radio.

Se puede observar que las máximas tensiones aparecerán en la superficie interior del cilindro, donde el primer y mayor término se hace máximo. Así mismo, éstas son las tensiones principales, por lo que no es necesario utilizar el círculo de Mohr.

Con r=a, obtenemos como resultados:

$$\sigma_{\theta} = 6.76 \text{ MPa tracción}$$

$$\sigma_r = 1.3 \text{ MPa compresión}$$

$$n = \frac{35 \text{ MPa}}{6.76 \text{ MPa}} \sim 5.1$$

El resultado es prácticamente el mismo, por lo tanto, para las propiedades y las dimensiones escogidas, se puede considerar el supuesto de pared delgada.

Llegados a este punto, resulta interesante realizar el cálculo a la inversa y conocer hasta qué presión podemos llegar, manteniendo al menos un factor de seguridad $n=2,5$. Para ello utilizaremos la hipótesis de pared delgada:

$$n = 2,5$$

$$2\sigma_e \geq n(P_i - P_e)D$$

$$2 * 35 \cdot 10^6 \text{ Pa} * 5 \text{ mm} \geq 2,5(P_i - 10^5 \text{ Pa}) 50 \text{ mm}$$

$$P_i \leq 29 \cdot 10^5 \text{ Pa}$$

Tomaremos un valor máximo de presión de 25 bares. Este valor es lo suficientemente elevado como para permitir en un futuro diseñar y estudiar las toberas supersónicas.

Seguridad y modos de fallo:

Si por algún motivo el experimento se prolongase más de lo debido, cabrían esperar dos posibles modos de fallo:

Primero: reblandecimiento del material del tubo exterior. El material, debido a la transferencia de calor desde la llama, se calienta a lo largo del ensayo. A partir de cierta temperatura, el material se reblandece y es capaz de fluir. Debido a la diferencia de presión entre el interior y el exterior comenzaría a hincharse hasta que se perforase. Lo más probable es que el material, al reblandecerse, caiga en llamas sobre lo que haya debajo, por lo que debemos colocar una chapa metálica debajo del aparato para evitar que precipite sobre la bombona de oxígeno o sobre la instrumentación que ahí se encuentre.

Segundo: experimentalmente sabemos que, a la entrada del puerto de combustión es donde más rápidamente se consume el material. Debido a esto, podríamos consumir material hasta llegar al exterior, o reblandecerlo, de manera que por la diferencia de presiones se perfora. Si se diese el caso, observaríamos una llama que saldría por el orificio a la vez que disminuye el flujo a través de la tobera, o directamente deja de salir gas por la tobera. Al estar situado al inicio del puerto, habría poco combustible evaporado, por lo que la llama sería relativamente pequeña y estaría localizada alrededor de la perforación, sin mayor complicación.

Ambos modos de fallo son fáciles de detectar y la manera de atajarlos es cortar la alimentación de oxígeno. Es muy posible que, tras cortar la alimentación, el combustible siga ardiendo con el oxígeno del ambiente, por lo que se debe tener un pequeño extintor o simplemente agua cerca para poder apagarlo completamente.

Llegados a este punto, se debe recordar que en ningún caso cabe la posibilidad de que haya una gran explosión, ya que nunca tendremos una gran cantidad de combustible vaporizado.

Otro modo de fallo se puede producir por la aparición de una grieta, ya sea debido a sobrepresión o a fatiga del material en el puerto, ya que es el elemento que menor presión resiste. Si esto pasase, lo más probable es que suceda algo similar al caso segundo antes descrito y evolucione del mismo modo, pero partiendo de una grieta en el material que comunique el interior con el ambiente. Se debe proceder del mismo modo.

Preparación y montaje:

El material fabricado por extrusión en forma de barras o tubos se vende en unidades de 2m de largo para cualquiera que sea su geometría. Debido a esto, el material debe ser cortado en segmentos de la longitud que precisemos para nuestros ensayos; en nuestro caso 200mm.

Como se indicó previamente, el montaje consiste simplemente en insertar los tubos unos dentro de otros. Esta operación no resultó tan sencilla como cabría esperar. Al ser éste un material principalmente usado en arquitectura y decoración, sus tolerancias en la fabricación son grandes. Esto provocó que, debido a la fricción que aparecía entre ambas superficies, el tubo intermedio no se pudiese introducir completamente en el exterior. Para este problema propusimos dos soluciones:

1. Realizar una operación de cilindrado exterior al tubo intermedio, eliminando una décima de milímetro en la superficie, lo cual nos permitiría reducir su diámetro en 2 décimas de milímetro.

Sin embargo, antes de abordar esta opción, con el consiguiente desperdicio de material y disponibilidad de un operario de torno, decidimos proceder inicialmente con un método menos agresivo:

2. Haciendo uso de las propiedades térmicas de los materiales, procedimos al enfriamiento en máquina frigorífica, un congelador convencional, del tubo intermedio, esperando que la contracción térmica del material fuese suficiente para poder introducirlo en el correspondiente tubo exterior.

Esta segunda opción requiere más tiempo, pero es una operación mucho más sencilla y no precisa de personal cualificado. Tampoco impediría la realización del mecanizado si fuese necesario.

Debido a esto, decidimos probar esta segunda opción.

Este sencillo paso fue suficiente para poder introducir manualmente un cilindro dentro del otro. Veamos por qué:

El coeficiente de dilatación térmica del PMMA toma valores elevados, entre 5 y $10 \cdot 10^{-5} \text{ K}^{-1}$. A partir de ello podemos calcular su contracción de la siguiente manera:

$$\Delta D = D \cdot \alpha \cdot \Delta T$$

Siendo ΔD la variación del diámetro, D el diámetro de partida inicial (40mm), α el coeficiente de dilatación térmica y ΔT la diferencia de temperatura entre ambos estados.

$$\Delta D = 40\text{mm} (5 \cdot 10^{-5})\text{K}^{-1} (-20 - 20)\text{K}$$

Lo cual representa una contracción de al menos:

$$\Delta D = -0.16\text{mm}$$

Si no hubiese sido posible introducir un tubo dentro del otro, antes de mecanizar la pieza, aún tenemos la opción de, al mismo tiempo que hemos enfriado el tubo intermedio, calentar ligeramente el tubo exterior para dilatarlo. Siempre por debajo de la temperatura de reblandecimiento del polimetilmetacrilato, por encima de la cual se vuelve fácilmente deformable.

Calculo de resistencia de las varillas de acero roscadas:

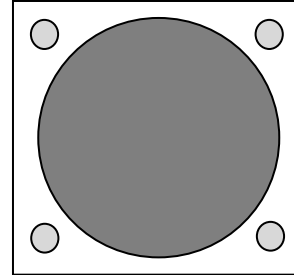
Las varillas se encargan de sujetar el conjunto de las piezas del cohete unidas. La tensión a la que se someten depende de la presión en el interior del cohete, haciendo el sumatorio de fuerzas obtenemos la siguiente expresión:

$$4F = AP$$

F: la fuerza que soporta cada varilla.

A: área sobre la que actúa la presión de la cámara.

P: presión de la cámara



La presión en el aparato, como máximo, será la presión que hemos establecido como límite en el apartado del cálculo de la resistencia del PMMA, es decir, 25 atm.

El área sobre la que se aplica la presión de la cámara, nunca será superior al diámetro exterior del tubo de combustible, la sección presurizada será de un diámetro de 50mm. Por lo que A será inferior $7,854 \cdot 10^{-3} \text{ m}^2$.

Habiendo hecho estas suposiciones podemos resolver la primera ecuación.

$$F = \frac{7.854 \cdot 10^{-3} \text{ m}^2 \cdot 25 \cdot 10^5 \text{ Pa}}{4} = 4908.75 \text{ N}$$

La fuerza será siempre inferior a 4908N por varilla.

Ahora debemos calcular el área de varilla necesaria según la resistencia del acero 316 o 304, que son los materiales con los que suelen ser fabricadas, a tracción. Un valor aproximado de la resistencia del acero, σ , es 505 MPa o N/mm^2 .

$$\sigma = n \frac{F}{A_v}$$

A_v : área de la sección de la varilla.

n: factor de seguridad, será 1,5.

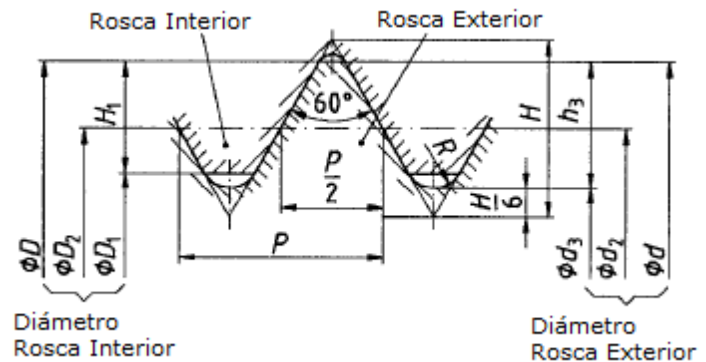
$$505 \text{ N/mm}^2 = 1.5 \frac{4908 \text{ N}}{\pi \frac{D^2}{4}}$$

Resultando: D=4,31mm

Por lo que teniendo en cuenta este resultado, las suposiciones anteriores y el factor de seguridad, una rosca M5 será válida para nuestro diseño. A priori cabría esperar que esta varilla fuese suficientemente robusta para soportar esta tensión, pero debemos comprobarlo:

La rosca métrica se define por su diámetro exterior, D . Pero la superficie que realmente soporta la tensión es la que está por debajo de la rosca, por ello lo que nos interesa es que el parámetro d_3 (diámetro núcleo) sea mayor que el diámetro obtenido.

M5x0,8: $D=5\text{mm}$
 $d_3=4,484\text{ mm}$



Con una rosca M5 tendríamos un diámetro núcleo suficiente.

Tobera y boquilla de grafito

El principal motivo para utilizar grafito, tanto en este elemento como en la boquilla anterior a la cámara de postcombustión, es su elevada temperatura de fusión (3800K aprox.), muy por encima de la que podríamos alcanzar en el aparato.

Al reducir con estos elementos la sección por la que pasan los gases de combustión, la capa límite del fluido se hace también más estrecha, lo que hace que la transferencia de calor, la fricción y la temperatura sean mucho mayores que en las secciones donde no se reduce el área de paso.

La otra razón para utilizarlo fue que, además de sus buenas propiedades, era relativamente barato y fácil de mecanizar. El único problema que presenta el grafito a la hora de ser mecanizado es que forma polvo en vez de viruta. Para evitar esto, realizaremos todas las operaciones de mecanizado de grafito con taladrina. Este polvo, a pesar de ser el grafito un material no metálico, es conductor eléctrico, por lo que puede dañar la electrónica de la herramienta y es altamente dañino para el sistema respiratorio.

La taladrina es una mezcla de agua y aceite que se usa como lubricante y refrigerante en operaciones de mecanizado. Además, en este caso el líquido atraparía las partículas de polvo de grafito que pudiesen saltar al aire.

Boquilla de grafito:

Su área de paso debe ser siempre mayor que la de la tobera. De no ser así, el bloqueo se producirá en esta sección y no en la de salida.

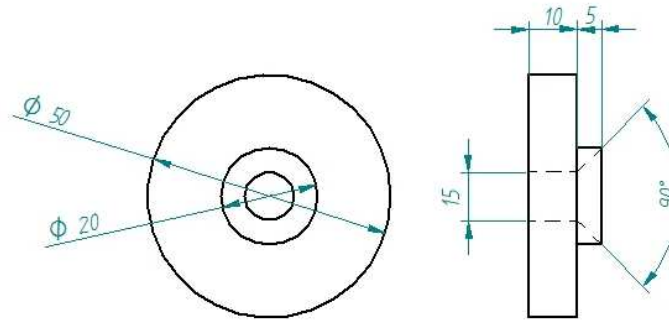


Figura 42 Plano de la boquilla de grafito

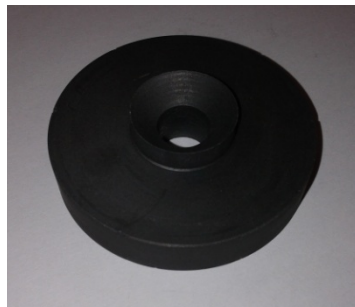


Figura 43 Imagen de la boquilla de grafito

Su posición en el montaje es en el interior de la pieza 009:

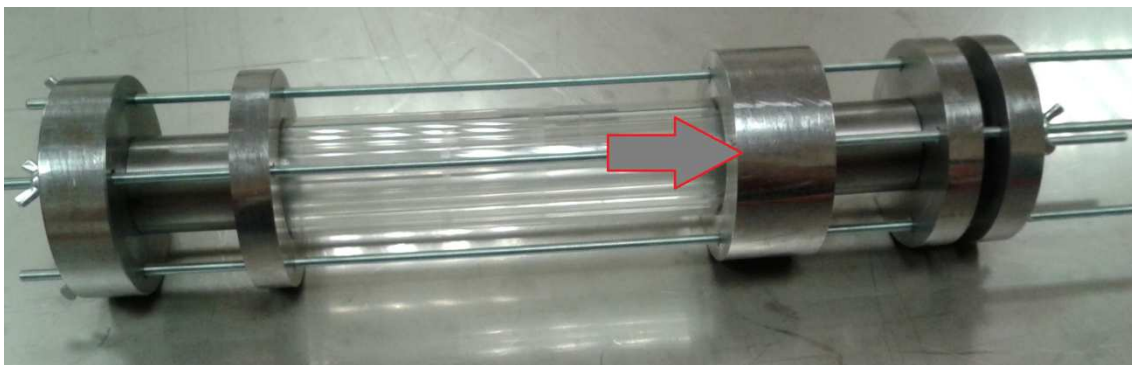


Figura 44 Posición de la boquilla en el montaje

Tobera de grafito:

Los cálculos y consideraciones para su diseño se explican a continuación

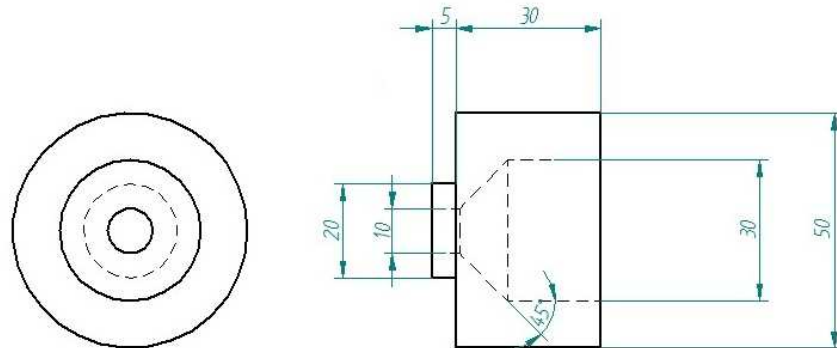


Figura 45 Plano de la tobera de grafito



Figura 46 Imágenes de la tobera de grafito



Figura 47 Posición de la tobera de grafito en el montaje

Cálculos para el diseño de la tobera y estimación del consumo de O₂:

Para resolver esta incógnita debemos partir de la ecuación que nos proporciona el empuje del sistema:

$$F = \dot{m}v_2 + (P_2 - P_{atm})A_2$$

El subíndice '2' hace referencia a la sección de salida de la tobera y 'atm' a las condiciones del ambiente.

El caso que vamos a estudiar es el de una tobera convergente adaptada, es decir, que la presión a la salida coincide con la del ambiente, lo cual nos permite reducir la expresión anterior a tan solo el primer término.

$$F = \dot{m}v_2$$

Para lograr que la tobera esté bloqueada la relación de presiones entre el interior y el ambiente debe ser superior a:

$$\frac{p_1}{p_2} = \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\gamma/(\gamma-1)}$$

Por lo que debemos presurizar el aparato a:

$$p_1 > 1.78 \text{ atm}$$

Para asegurar el bloqueo, utilizaremos una presión de 2.5 atm. Podemos seguir despreciando el término de empuje debido a la diferencia de presiones, ya que seguramente aparezcan pérdidas en el sistema y el área de salida de tobera que vamos a obtener es muy pequeña.

Para obtener un resultado en primera aproximación supondremos que la velocidad del fluido aguas arriba (subíndice '1') de la tobera es mucho menor que la del sonido. Esta suposición es siempre válida para velocidades del fluido por debajo de $M=0,3$, ya que este término entra en las ecuaciones al cuadrado. Lo cual además implica:

$$M_1 \ll 1$$

$$P_1 \cong P_0$$

Donde M es el número de Mach en la corriente, P la presión y el subíndice '0' hace referencia al estado de remanso de la corriente.

El siguiente paso para poder calcular el tamaño de garganta que necesitamos para nuestra tobera es calcular la velocidad de salida del fluido.

Para calcular la velocidad a la que es expulsado el gas por la tobera hacia el ambiente necesitamos calcular la velocidad del sonido en condiciones de remanso, lo que equivale en nuestro caso a las de la cámara de postcombustión:

$$a_0 = \sqrt{\gamma R T_0}$$

Nos ayudamos del programa ProPEP 3 para realizar los cálculos de la temperatura de nuestro fluido. Este programa hace uso de las ecuaciones del cálculo de temperatura de llama adiabática para obtener el parámetro en función de la mezcla de reactantes que se le especifique, también tiene en cuenta las disociaciones de las especies a altas temperaturas.

Ya que el programa nos facilita el cálculo, podemos hallar la temperatura para las situaciones que se dan en el aparato. La literatura nos indica que la relación de mezcla, masa de oxidante - masa de combustible, inicialmente toma valores elevados cercanos a 4 y que, a medida que avanza el ensayo, se desplaza asintóticamente hasta un valor 2. En estos casos obtendremos los siguientes resultados:

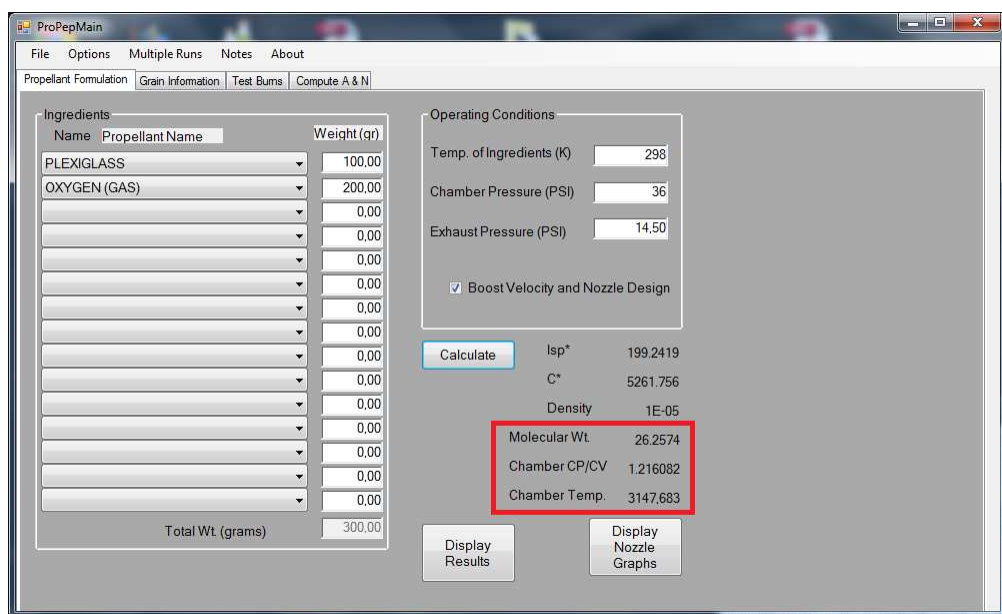


Figura 48 Imagen del programa ProPEP3

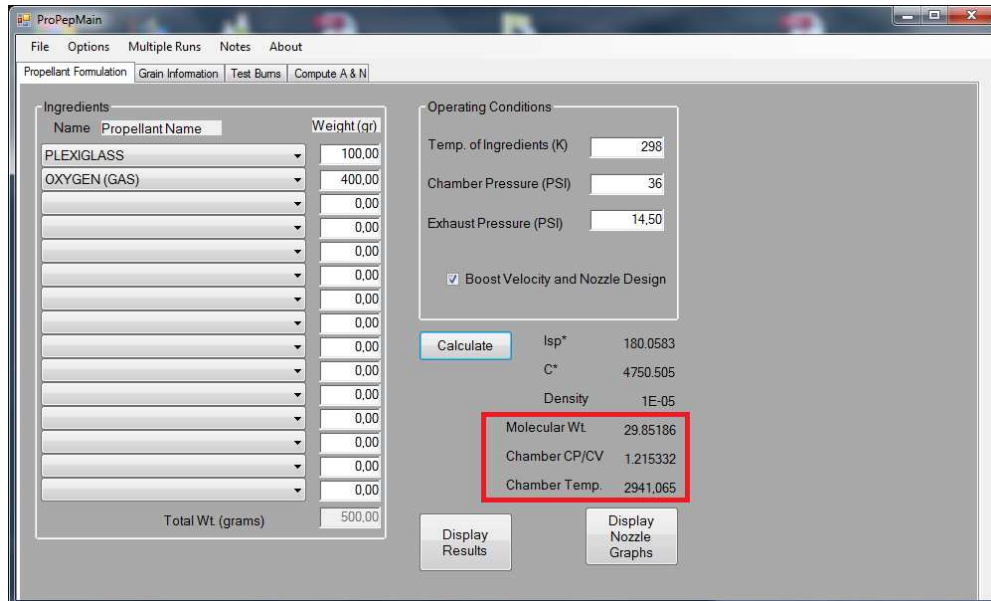
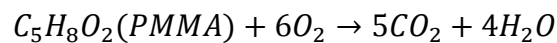


Figura 49 Imagen del programa ProPEP3

Es importante, a parte de la temperatura de la cámara, conocer la temperatura máxima que alcanzaremos en el interior del sistema. La temperatura máxima será la temperatura de la llama de difusión que tenemos en el bloque de combustible, ya que en una llama de difusión se da la relación estequiométrica de combustible y oxidante.

La relación de masas de la mezcla estequiométrica la obtenemos de la ecuación de combustión completa del PMMA:



La relación es de un mol de PMMA a seis de oxígeno, lo que en masa equivale a 100 gramos de PMMA y 192 gramos de oxígeno. De esta mezcla resulta una temperatura de llama estequiométrica.

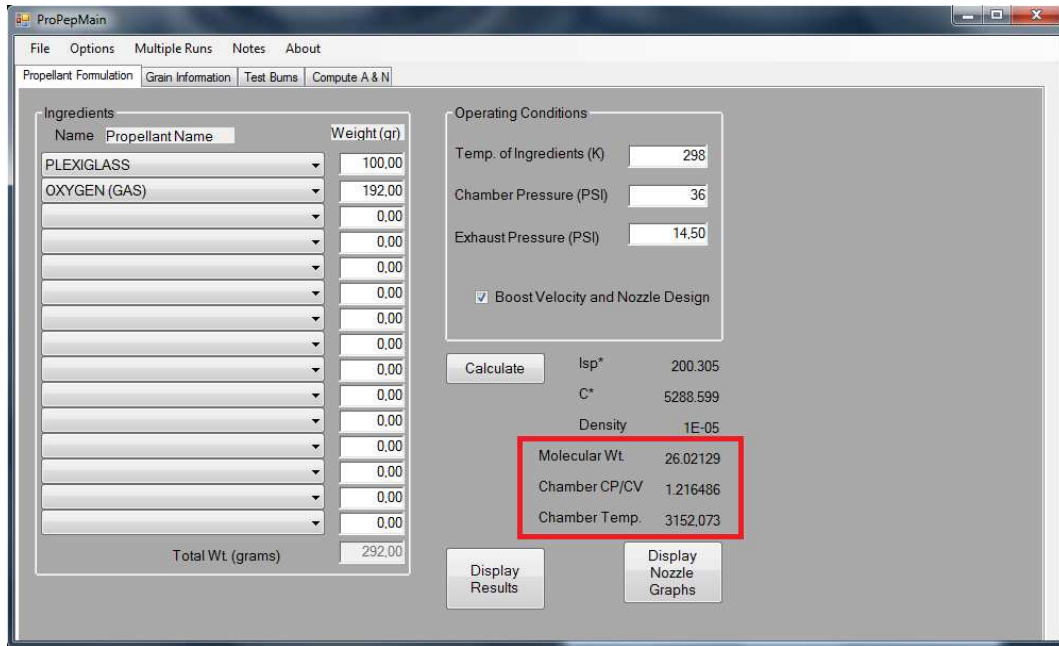


Figura 50 Imagen del programa ProPEP3

Continuando con el diseño de la tobera, con estos datos podemos calcular la velocidad del sonido en nuestra cámara de combustión. Como no existe mucha disparidad en los resultados, tomaremos valores intermedios entre las dos situaciones obtenidas:

$$\gamma = 1.215$$

$$R = \frac{8,314 \frac{l \cdot atm}{mol \cdot K}}{0.0275 g/mol} = 302.33 \frac{m^2}{s^2 K}$$

$$T_o = 3000K$$

Por lo que nos queda:

$$a_0 = \sqrt{\gamma R T_o}$$

$$a_0 = \sqrt{1.215 \cdot 302.33 \cdot 3000} = 1049.76 m/s$$

Como la tobera es siempre convergente, la velocidad a la salida de la garganta es la velocidad del sonido local:

$$v_2 = a_2 = a_0 \cdot \frac{a_2}{a_0}$$

Necesitamos hallar la relación isentrópica de las velocidades del sonido para esta relación de presiones y γ . Para ello partimos de la relación isentrópica de la temperatura:

$$\frac{T}{T_0} = \left[1 + \frac{1}{2}(\gamma - 1)M^2 \right]^{-1}$$

Como la velocidad del sonido depende de la raíz cuadrada de la temperatura, nos queda que:

$$\frac{a_2}{a_0} = \left[1 + \frac{1}{2}(\gamma - 1)M_2^2 \right]^{-2}$$

Y estando bloqueada la salida ($M_2 = 1$):

$$\frac{a_2}{a_0} = 0.815$$

Por lo que nuestra velocidad en el escape será:

$$v_2 = a_2 = a_0 \cdot \frac{a_2}{a_0} = 1049.76 \frac{m}{s} \cdot 0.815$$

$$v_2 = 855.55 \text{ m/s}$$

Volviendo a la ecuación de partida, podemos calcular el caudal que debemos tener a la salida de la tobera para un empuje dado:

$$F = \dot{m}v_2$$

$$\dot{m} = \frac{F}{v_2}$$

Si nuestro objetivo son 10N de fuerza:

$$\dot{m} = \frac{F}{v_2} = \frac{10N}{855.55 \text{ m/s}}$$

Realizando el correspondiente cambio de unidades:

$$\dot{m} = 11.688 \text{ g/s}$$

Con este dato podemos estimar el gasto de oxígeno que vamos a tener. El gasto a la salida es la suma del flujo de oxígeno de la alimentación más la masa de combustible vaporizada:

$$\dot{m} = \dot{m}_{O_2} + \dot{m}_{PMMA}$$

Sabiendo que la relación entre ambas magnitudes oscila entre 2 y 4 a lo largo de los ensayos, nuestro gasto de oxígeno se situará entre 7.8 g/s y 9.35 g/s respectivamente.

Ahora que ya conocemos el gasto que necesitamos a la salida de la tobera, podemos calcular su área de garganta:

$$\dot{m} = G = \rho u A = \rho_2 a_2 A_2$$

Sólo queda conocer la densidad del gas a la salida. Se calcula de la siguiente manera:

$$\rho_2 = \rho_0 \frac{\rho_2}{\rho_0}$$

Nos falta esta relación isentrópica. La podemos obtener fácilmente:

$$\frac{\rho_2}{\rho_0} = \left[1 + \frac{1}{2} (\gamma - 1) M_2^2 \right]^{-\frac{1}{\gamma-1}}$$

Resultando en nuestro caso:

$$\frac{\rho_2}{\rho_0} = 0.622$$

También podemos calcular la densidad de remanso en la cámara de combustión:

$$\rho_0 = \frac{P_0}{RT_0} = \frac{2.5 \text{ atm} \cdot 27.5 \text{ g/mol}}{0.082 \frac{\text{l} \cdot \text{atm}}{\text{mol} \cdot \text{K}} \cdot 3000 \text{ K}}$$

$$\rho_0 = 0.279 \frac{\text{g}}{\text{L}} = 279 \frac{\text{g}}{\text{m}^3}$$

Por lo que nuestra densidad a la salida es:

$$\rho_2 = 279 \cdot 0.622 \quad \rho_2 = 173 \frac{\text{g}}{\text{m}^3}$$

Ya podemos despejar y calcular el valor del área de salida de nuestra tobera, según:

$$\dot{m} = \rho_2 a_2 A_2$$

$$A_2 = \frac{\dot{m}}{\rho_2 a_2}$$

Sustituyendo:

$$A_2 = \frac{11.688 \frac{g}{s}}{173 \frac{g}{m^3} 855.55 m/s}$$

Quedando como resultado:

$$A_2 = 7.896 \cdot 10^{-5} m^2$$

Si utilizamos una tobera cónica, es decir, de sección circular, nuestro diámetro de salida debe ser:

$$D_2 = \sqrt{\frac{4A_2}{\pi}} = 10.03 mm$$

Dado que no se trata de un ejercicio teórico, la pieza la mecanizaremos con un diámetro de garganta de 10mm.

Llegados a este punto, podemos comprobar si nuestra suposición de que en la cámara que precede a la tobera, las velocidades son relativamente bajas.

Si queremos crear una turbulencia para favorecer el mezclado antes de que definitivamente el fluido atraviese la tobera, podemos crear un escalón a la entrada de la misma, por lo que la mecanizaremos con un diámetro de 30mm a su entrada.

Si en la tobera partimos de un diámetro de 30mm y reducimos el área hasta 10mm, tendremos una relación de áreas:

$$\frac{A_2}{A_1} = 0.333$$

Lo cual implica que el fluido aguas arriba de la tobera se estaría moviendo a una velocidad según la expresión:

$$\frac{A_b}{A_a} = \frac{M_a}{M_b} \sqrt{\frac{1 + [(\gamma - 1)/2]M_b^2}{1 + [(\gamma - 1)/2]M_a^2}}^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}$$

Si suponemos que la corriente avanza uniformemente, obtendremos que el Match de la corriente en esta sección será:

$$M_1 = 0.065 \ll 1$$

Dado que el flujo no se desarrollará completamente antes de llegar a esta sección, calcularemos este mismo Mach suponiendo que el flujo no se desarrolla en absoluto, es decir, suponiendo que la corriente parte de un diámetro 20mm tal como sale de la cámara de postcombustión. El resultado en este caso será:

$$M'_1 = 0.15 \ll 1$$

Por lo que nuestra hipótesis era correcta. El fluido se mueve, pero a velocidades que no afectan a la compresibilidad.

Una vez determinadas las dimensiones clave de la tobera, pasamos a describir su fabricación.

Presión de trabajo máxima de la tobera.

Al ser el grafito un material frágil (tensión de rotura 23 MPa) debemos calcular para la geometría que vamos a dar a la pieza si podrá soportar la presión de funcionamiento del aparato. La presión máxima en la tobera se dará al inicio de la misma, donde supondremos presión de alimentación.

Realizando los mismos cálculos que para el tubo de plexiglás obtenemos una presión máxima de funcionamiento con coeficiente de seguridad $n=2$ del orden de 50 atm. Esto se debe al gran espesor de la pared de la pieza (10mm).

Fabricación de la tobera y la boquilla de entrada a la cámara de postcombustión:

Para fabricar estos elementos se ha comprado un tocho de grafito isostático del tipo FU4501, de dimensiones 50 mm de diámetro por 500 mm de longitud. Este diámetro nos permite no tener que diseñar una pieza diferente para adaptar la sección intermedia

con la tobera, pudiendo usar una pieza idéntica a la que adapta el tramo intermedio del bloque frío al bloque de combustible y también permite poder colocar la boquilla al final del puerto.

Los pasos para su fabricación son similares a los de los elementos metálicos de los bloques frío y caliente. Las herramientas utilizadas para su fabricación fueron las mismas, pero se ha tenido la precaución de realizar el avance de la maquina más suavemente, debido a la fragilidad del material, y procurar que la producción de polvo pudiese ser absorbida por la taladrina de la herramienta.

Pasos para la fabricación de la tobera de grafito:

El operario tronza del tocho un segmento de longitud 2mm superior a la necesaria para la pieza con la sierra industrial.

La pieza obtenida se coloca en el torno en un primer agarre. Se refrenta la pieza y se le practica un taladro pasante de diámetro 10mm, tal como hemos calculado previamente para obtener el empuje requerido. Se le realiza un cilindrado exterior de profundidad 5mm hasta diámetro 15mm, para que encaje adecuadamente con la pieza final del aparato.

En un segundo agarre mecanizaremos la zona convergente de la tobera mediante dos operaciones de cilindrado interior, previamente debemos refrentar la pieza por este lado también. Primero se cilindra una zona de entrada de diámetro 30mm y una profundidad de 20mm. Posteriormente colocamos el carro portaherramientas con la herramienta a 45° y mecanizaremos hasta que coincida la zona cónica con el cilindrado anterior.

Nota: El ángulo de la zona convergente de una tobera cónica no afecta en gran medida al flujo, no siendo así en la zona divergente de una tobera supersónica, donde, si se desprende la corriente de la pared, perderemos la ventaja que este tipo de toberas aporta.

A esta pieza no se le achaflan los cantos ya que el material es mucho más ligero, y además con el uso y manejo se irán desgastando.

Pasos para la fabricación de la boquilla de grafito:

El operario tronza del tocho un segmento de longitud 2mm superior a la necesaria para la pieza con la sierra industrial.

La pieza obtenida se coloca en el torno en un primer agarre. Primero se refrenta la pieza, para seguidamente realizar un taladro pasante de diámetro 15mm. A continuación se realiza un cilindrado exterior hasta diámetro 20mm, de manera que encaje dentro del puerto de combustible. Dado que no interesa una zona de remanso a la entrada de la boquilla donde se une con la pared interior del puerto, se mecaniza la entrada de la boquilla a 45° de la misma manera que se hizo con la tobera.

En un segundo agarre, se refrenta la pieza por el otro lado.

Sellado del apartado:

Para asegurar la estanqueidad del sistema, se colocarán durante el montaje juntas tóricas entre las diferentes piezas. Las juntas van mordidas entre cada par de piezas. La fuerza se aplica mediante el apriete de las tuercas de las varillas que unen todo el sistema. El apriete no debe ser demasiado fuerte, ya que se corre el riesgo de dañar el bloque de combustible, por lo que se aconseja realizarlo de manera manual hasta que se note el conjunto firme.

Además, a medida que se desarrolla el ensayo, las piezas en contacto con la corriente se dilatarán por efecto del aumento de temperatura, no así las varillas roscadas, de manera que el sellado mejora debido a este efecto.

Ésta no es la manera en la que normalmente se colocarían las juntas de este tipo, pero actualmente el departamento no dispone de la herramienta necesaria para mecanizar las ranuras en las que deberían de ir montadas. De todos modos, colocándolas de esta manera realizarán su función, sin más problema que estar expuestas a la corriente de oxígeno o a gases de combustión dada su posición en el montaje.

Al haber realizado el diseño con dos tamaños de uniones, sólo se requieren dos tipos de juntas. Los tamaños necesarios son diámetro de salida menor o igual a 30mm y 50mm.

El material de las juntas que se ha seleccionado es silicona. Este material garantiza un buen funcionamiento a temperaturas de trabajo de hasta 200°C. Esta temperatura está muy por debajo de la que se puede alcanzar en el bloque caliente, pero al ser los ensayos muy breves deberían de ser capaces de resistir varios de ellos.

Además de realizar la función de sellado de gases, las juntas de silicona absorberán parte de las vibraciones de los elementos evitando, por ejemplo, que las piezas de grafito se dañen.



Figura 51 Juntas y varillas de unión

Estructura soporte.

Además de construir el propio motor cohete, es necesario montar una plataforma sobre la que poder ubicarlo junto con el sistema de alimentación de oxígeno y que, en un futuro, permita colocar los sistemas de instrumentación y medida necesarios para continuar el estudio de estos sistemas de propulsión.

No sólo tiene que poder albergar todos estos elementos, sino que además necesitamos que tenga la altura suficiente para que el escape del motor se dirija hacia el sistema de extracción de gases de la sala, situado en la pared a una altura de entre 1.10 y 1.40 metros sobre el suelo.

La estructura se ha realizado con perfiles de aluminio, en dos alturas: una para el motor y otra para la bombona de oxígeno. Está provista de ruedas en las patas para permitir su fácil desplazamiento. Bajo la altura superior se ha colocado una chapa metálica para proteger a la inferior ante cualquier fallo que pueda tener lugar en el aparato.

El uso de estos perfiles de aluminio permite modificar la estructura o añadir nuevas alturas según sean necesarias.

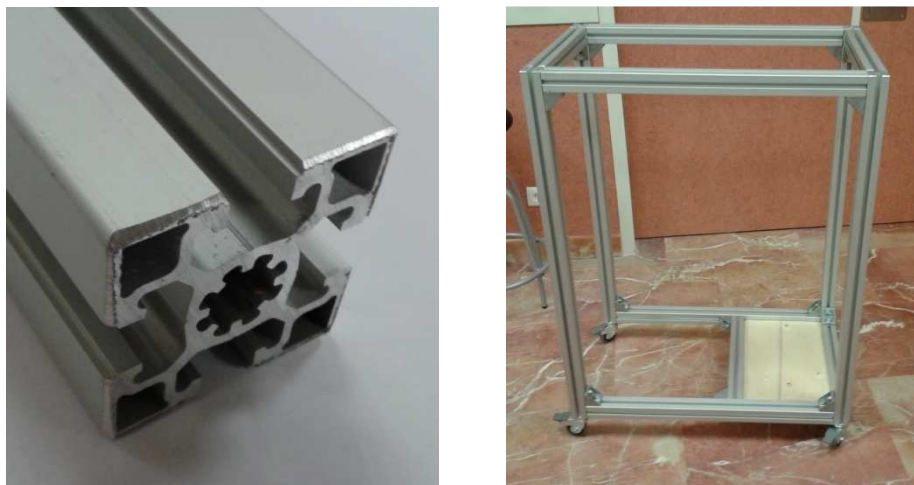


Figura 52 Perfil de aluminio utilizado e imagen de la estructura básica

Vía de alimentación de oxígeno:

El sistema de alimentación de oxígeno debe permitir, de manera sencilla y segura, alimentar el sistema con oxígeno a la presión de ensayo que precisemos. Para ello el sistema se compone de los siguientes elementos, se enumeran según el orden en el que el gas recorre la vía:

Bombona de oxígeno industrial: a diferencia de las bombonas para uso médico, éstas están preparadas para ambientes y aplicaciones industriales, tales como soldadura o fabricación de acero. La bombona contiene una carga inicial de oxígeno de $4,2 \text{ m}^3$ de oxígeno en condiciones normales, lo cual equivale a 5,926 kg.

Si recordamos del apartado del cálculo de dimensiones de la tobera el gasto de oxígeno que necesitábamos, podremos estimar el número de ensayos que podremos realizar con esta carga. El gasto estimado era de unos 9.3 g/s, siguiendo las recomendaciones del diseño original los ensayos no deberían sobrepasar los 10 segundos. Esto conlleva una estimación de unos 60 ensayos por carga.

Regulador: este dispositivo nos permite regular la presión de salida con la que queremos alimentar el sistema. Para ello disponemos de un manómetro de alta, en el cual observamos la presión en el interior de la bombona, un manómetro de baja, mediante el cual podemos regular la presión de salida, y una válvula de cierre, para regular el paso del gas.



Figura 53 Regulador de presión de alimentación

Válvula antirretorno: se ha colocado como medida de seguridad. Esta válvula impide que se produzca retroceso de los gases desde el aparato hacia el regulador o la bombona. Nos limita la presión de funcionamiento a 10bar.



Figura 54 Válvula antirretorno específica para oxígeno

Tubo de alimentación especial para oxígeno y racores de seguridad en ambos extremos: este tipo de tubo se fabrica con fibra de aramida, resistente al fuego, por lo que colocándolo alejado de la zona de escape no presentará riesgo alguno. El motivo para usar en ambos extremos racores de seguridad, en vez de acopladores, es evitar fugas de oxígeno puro si por error alguien tira o golpea el tubo.

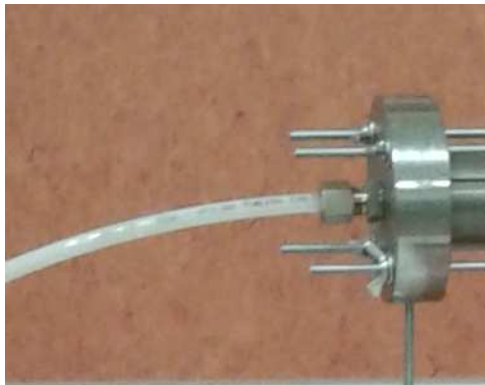


Figura 55 Racores de seguridad en ambos extremos de la vía de alimentación

Nota informativa sobre el uso de oxígeno:

Efectos sobre la salud del oxígeno:

Respirar oxígeno puro a presión baja puede causar daño a los pulmones, en forma de quemaduras; afecta al sistema nervioso causando mareo, mala coordinación, sensación de hormigueo, molestia en los ojos y oídos, contorciones musculares, pérdida del conocimiento y convulsiones.

Por todo ello se recomienda, como medida de seguridad, realizar el ensayo sin cerrar completamente la puerta de la sala de ensayos y siempre acompañado.

Medidas de primeros auxilios:

Trasladar la víctima al aire fresco lo más pronto posible. El médico debe ser avisado de la exposición a altas concentraciones de oxígeno. Personal profesionalmente entrenado debe suministrar ayuda médica como la resucitación cardiopulmonar, si es necesario. No es apropiado suministrar oxígeno suplementario.

Medidas contra incendio:

El oxígeno no es inflamable, pero si comburente. El oxígeno acelera la combustión. Cualquier combustible y algunos materiales no combustibles en condiciones normales pueden quemarse fácilmente en un ambiente rico en oxígeno.

Puede ser utilizado todo elemento extintor conocido. Si es posible cerrar la válvula de oxígeno que alimenta el fuego. Enfriar la bombona con agua y una vez frías sacarla del área de incendio.

7. Montaje y puesta en marcha

Este capítulo es un manual para el montaje y puesta en marcha del aparato paso a paso mediante imágenes y breves aclaraciones.

El diseño del aparato se ha realizado intentando que su montaje sea lo más sencillo e intuitivo posible.

Al ser las uniones entre piezas de una profundidad de 10mm, se puede encajar el conjunto tanto en posición horizontal como vertical y posteriormente introducir las varillas para sujetarlo. Para su posterior colocación en la estructura soporte, resulta más práctico el montaje en horizontal. Entre cada par de piezas se debe introducir una junta tórica adecuada para el sellado del sistema. A ambos extremos de los tramos intermedios se colocaran juntas con diámetro de salida 30mm y en el resto de uniones de diámetro exterior 50mm. La última junta, la que se coloca entre la tobera y la pieza final del aparato no realiza la función de sellado, pero es necesaria para evitar que la tobera se deteriore por las vibraciones del sistema.

A continuación se muestra cómo montar el aparato y su colocación en la estructura auxiliar.

Paso primero: se insertan las varillas en la pieza inicial. Se colocan arandelas y tuercas de palomilla.

El montaje también se puede realizar sin colocar las varillas desde un comienzo y realizar esta operación como paso final.



Figura 56 Paso 1 del montaje

Paso segundo: colocamos el tramo intermedio (si procede) y el adaptador para el bloque de combustible. No debe olvidarse colocar una junta en cada unión.



Figura 57 Paso 2 del montaje

Paso tercero: colocación del bloque de combustible. Se inserta el extremo del combustible en la pieza anterior junto con la correspondiente junta. En el extremo opuesto colocamos la boquilla de grafito con una junta a cada lado y lo introducimos en la pieza de sujeción del combustible.



Figura 58 Paso 3 del montaje

Paso cuarto: colocación de la cámara de postcombustión. Idéntico al paso segundo.



Figura 59 Paso 4 del montaje

Paso quinto: colocación de la tobera de grafito y pieza final. Una vez colocada el adaptador, se coloca entre éste y la piza final, al mismo tiempo colocamos una junta a cada lado.



Figura 60 Paso 5 del montaje

Paso sexto y final: se asegura el conjunto colocando las arandelas y tuercas de palomilla en las varillas. Se ajustan manualmente hasta notar el conjunto firme. Se recomienda ajustar progresivamente las tuercas siguiendo un patrón de ajuste en diagonal para evitar dañar las piezas.



Figura 61 Paso 6 del montaje

Montaje completo:



Figura 62 Imagen del motor montado

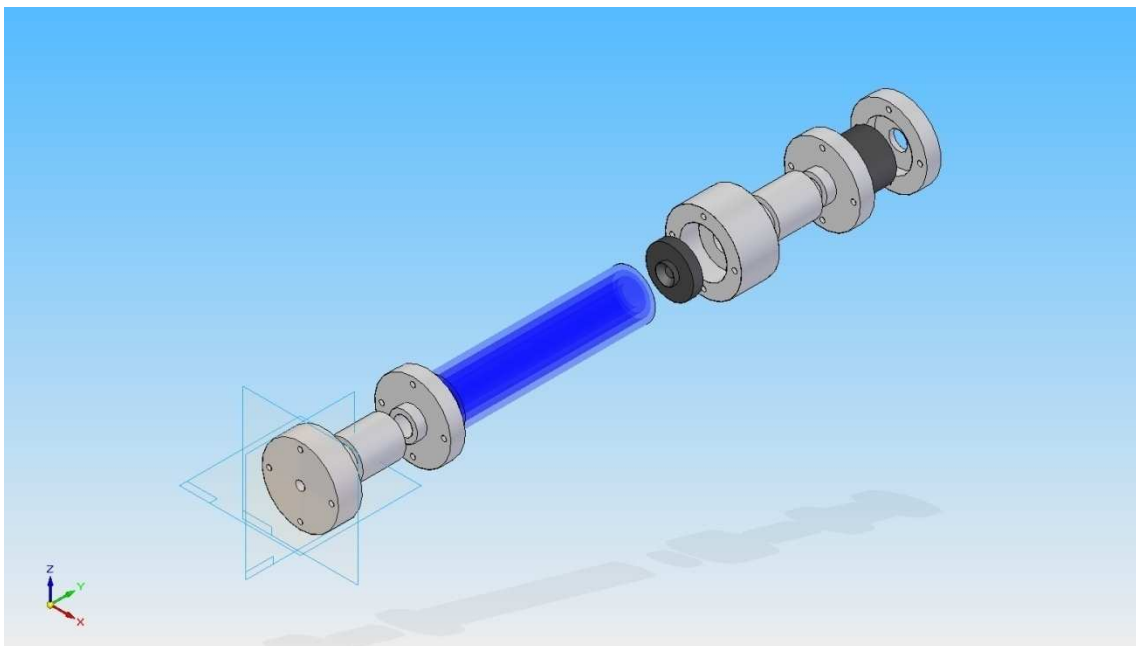


Figura 63 Esquema del montaje del aparato 3D

Colocación sobre la estructura:

Para colocar el aparato sobre la estructura, se colocan las varillas soporte en las piezas correspondientes (Piezas 001 y 009) y se introducen éstas en los perfiles de la estructura preparado a tal efecto. Mediante un sistema de tuerca-arandela podemos regular la altura.

La siguiente imagen explica el modo en que se sujeta el conjunto.



Figura 64 Imagen de la sujeción cohete-estructura

Como puede observarse podemos variar la distancia entre los perfiles soporte según lo requiera el montaje que hayamos realizado del cohete.

Con el aparato montado y la vía de alimentación de oxígeno conectada, el conjunto se presenta de la siguiente manera:



Figura 65 Motor cohete sobre la estructura y en posición para ensayos

Puesta en marcha:

El apartado de puesta en marcha se realiza de una manera mucho más básica que en el diseño de partida. El encendido se realizaba de manera remota mediante la introducción de metano antes del puerto de combustible, y una bujía provocaba la ignición de la mezcla.

Para el encendido de nuestro sistema necesitamos introducir una fuente de llama que inicie la combustión del puerto. Con el aparato montado la única forma de acceder al interior del puerto de combustible, es a través del escape. La opción que se propone es introducir por el extremo del cohete un fósforo previamente encendido con ayuda de unas pinzas hasta el puerto de combustible. Esta operación no está exenta de riesgo para el operario y se recomienda realizarla de la siguiente manera:

Siempre llevando guantes de protección. Primero se enciende un fósforo suficientemente largo como para alcanzar la zona del puerto de combustible. Éste se sujeta e introduce hacia el interior con una pinza, para evitar situar las manos en la zona del escape del motor. Una vez introducido hasta el puerto de combustible, abrimos un poco la válvula de paso del oxígeno de manera que la llama no se extinga. Cuando veamos que la llama avanza aguas arriba de la corriente podemos retirar la pinza y abrir la válvula del oxígeno por completo.

Una vez el motor se ha encendido, el fósforo debe ser apagado en un recipiente con agua o arena, así evitaremos tener dos focos de llama en la sala.



Figura 66 Motor cohete encendido

En los ensayos realizados, hemos observado en el escape una llama de color azulado, lo cual nos indica que la combustión es próxima a ser completa en el interior del aparato. Si no ocurriese así la llama tomaría tonos rojizos.

Medida del empuje obtenido.

Con este fin se ha sujetado el aparato sobre varillas roscadas. Midiendo su desplazamiento con un reloj comparador podemos calcular su empuje. Para estimar la longitud necesaria para que este desplazamiento sea medible se han realizado los siguientes cálculos y suposiciones:

Suponemos que todo el empuje es soportado por una sola de las varillas.

La sección de la varilla es circular, con el diámetro del núcleo de la varilla roscada M5.

Los apoyos de la varilla se consideran: un empotramiento en el aparato y empotramiento guiado o apoyo simple en la estructura. Dado que nuestro agarre no será perfecto nuestra solución se hallará en un punto intermedio.

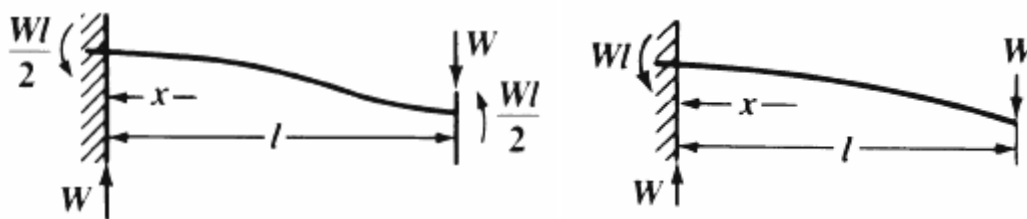


Figura 67 Esquema de sujeción de las varillas

Los cálculos que a continuación se presentan son sólo para estimar la longitud de varilla que necesitamos. El nivel de empuje se calibra manualmente antes de los ensayos una vez se ha completado el montaje y la estructura está en su posición definitiva.

Para estos dos supuestos, las ecuaciones que determinan el desplazamiento vertical de las secciones 'x' de la varilla son respectivamente:

$$y = \frac{Wx^2}{12EI} (3l - 2x)$$

$$y = \frac{Wx^2}{6EI} (3l - x)$$

Donde en nuestro caso W es el empuje aplicado, x la sección de la viga, y la deflexión de tal sección, E el modulo de elasticidad del material, I el momento de inercia de la sección y l la longitud total de la viga.

Aplicado estas ecuaciones y suponiendo que el empuje se aplica en el extremo ($x=l$).

$$y = \frac{Wl^3}{12EI}$$

$$y = \frac{Wl^3}{3EI}$$

Nuestro reloj comparador tiene una precisión de centésimas de milímetro, por lo que buscaremos una longitud de varilla con la que vayamos a tener un desplazamiento medible (0.5mm).

Como datos de partida tenemos la elasticidad del acero y el momento de inercia del núcleo de la varilla:

$$E = 210GPa$$

$$I = \frac{\pi R^4}{4} = 2.049 \cdot 10^{-10} m^4$$

Necesitamos una varilla de longitud 'l' del orden de 15-20cm de longitud. Debemos tener en mente que el empuje no se aplica sobre el extremo de la varilla si no a la altura del escape de la tobera, por lo que el momento aplicado a la varilla será mayor del estimado aquí.

Para la calibración del sistema utilizaremos un dinamómetro y un reloj comparador una vez tengamos el sistema completamente montado.

En la página siguiente, en las figuras 68 y 69 se muestra en equipo y método de calibrado del sistema.

En los ensayos realizados, se obtuvieron lecturas de empuje dentro del rango de 0.5-0.7 Kgf, valores del orden de magnitud del objetivo del proyecto. Por lo que podemos considerar que este objetivo se cumple. De todos modos, como ya se ha dado a entender, este sistema de medición y calibración no es el adecuado para medir el empuje de un motor cohete.

Se han detectado las siguientes fuentes de error en la medida:

El calibrado y método de fijación: la calibración es poco precisa y además, después de los ensayos no se recupera la posición inicial. Por lo que se concluye que ambos sistemas no son adecuados. Se propone trabajo futuro

El método de encendido manual: puede hacer que se pierda la calibración al introducir la llama. Se propone trabajo futuro

Nivel de vibración elevado, lo cual se traduce en un nivel de empuje no estable.



Figura 68 Imagen del reloj comparador, brazo articulado y sujeción magnética



Figura 69 Calibración manual mediante dinamómetro

8. Presupuesto del proyecto

En este apartado se desglosan los costes de los materiales que se ha necesitado adquirir para la realización este proyecto.

Costes para la construcción del motor cohete:

Elemento	Coste unitario	Unidades	Coste total
Tochos de acero	2 €/kg	34	68,00€
Varillas roscadas	0,41€/unidad	3	1,23€
Tuercas y arandelas	0,15€/unidad	14	2,10€
Juntas tóricas 30mm	4,95€/50unidades	1	4,95€
Juntas tóricas 50mm	7,11€/50unidades	1	7,11€
Tocho de grafito	117,00€/m	1	117,00€
Tubo PMMA pequeño	11,90€/m	4	47,60€
Tubo PMMA mediano	15,22€/m	4	60,88€
Tubo PMMA grande	16,60€/m	4	66,40€
TOTAL			375,26€

Costes del sistema de alimentación de oxígeno:

Elemento	Coste unitario	Unidades	Coste total
Alquiler bombona industrial	49,50€/año	1	49,50€
Carga de O ₂	37,70€	1	37,70€
Regulador de presión	89,00€	1	89,00€
Válvula antirretorno	7,40€	1	7,40€
Tubo de poliamida	2,08€	1	2,08€
Racores de seguridad	16,85€	2	33,70€
TOTAL			219,45€

Costes de la estructura de soporte:

Elemento	Coste unitario	Unidades	Coste total
Perfiles de aluminio	12,11€/m	12	145,32€
Escuadras	1,56€/unidad	22	34,32€
Tornillo + tuerca	0,35€/conjunto	44	15,40€
Ruedas de goma	9,73€/unidad	4	38,92€
TOTAL			233,86€

El material no ha sido utilizado en su totalidad, quedando material para futuros trabajos y numerosos ensayos.

Coste total del proyecto: **828,67€**

9. Conclusiones y resultados:

Con este proyecto hemos conseguido diseñar y construir un motor cohete híbrido modular, los elementos auxiliares necesarios para su funcionamiento y una estructura auxiliar para albergar todos estos elementos y facilitar su desplazamiento.

Este diseño permite estudiar los principios de la propulsión y cómo afecta la variación de geometría de las diferentes secciones. Así mismo, en un futuro puede ser modificado de modo que se puedan realizar ensayos a mayores presiones, mediante la utilización de un tubo metálico para encapsular el combustible y colocando varillas de mayor diámetro para sujetar el conjunto.

Se han realizado una serie de puestas en marcha del motor, en las cuales se han podido observar el correcto funcionamiento del aparato.

El sistema de medición del empuje no es el adecuado para el aparato. El nivel de vibración o pequeños movimientos de la estructura hacen que la medida no sea clara y que la calibración previa se pierda. Se propone trabajo futuro al respecto.

Aparte de los trabajos futuros también resultan interesantes las siguientes modificaciones del diseño:

1. Juntas de unión: se propone el mecanizado de los cajetines adecuados para las juntas tóricas. Con motivo de prevenir el deterioro de las mismas, se podrían mecanizar unos cajetines exteriores en las uniones entre elementos, siempre y cuando se disponga de la herramienta necesaria. De no ser así, se podría cilindrar el extremo de la unión, de modo que se forme un cajetín entre ambas piezas y se reduzca la superficie de las mismas expuesta a la corriente.
2. Cámara de poscombustión: en el diseño original esta sección es de un espesor mucho mayor, por lo que su capacidad de disipación del calor es también mayor. Si se aprecia que la temperatura se eleva demasiado, se podría realizar la pieza con un mayor espesor y/o estudiar la posibilidad de introducir una camisa interior de grafito y evitar que se deforme o funda por la temperatura.

10. Trabajos futuros y mejoras en el diseño:

Este proyecto abre la puerta a continuar el estudio de los sistemas de propulsión. Para ello se propone la siguiente serie de trabajos:

1. Implementación de un sistema de instrumentación digital, con el que poder obtener datos de manera precisa. Los parámetros de interés son:
 - a) El empuje: mediante una célula de carga y colocando el aparato sobre un soporte tipo patín que no impida su deslizamiento.
 - b) Presión y temperatura: en la cámara de postcombustión o inmediatamente antes de la tobera, mediante la colocación de sensor de presión y sonda de temperatura.
2. Diseño de sistema de encendido remoto, mediante alimentación de gas combustible e ignición por chispa. Puede ir acompañado de alguna simulación por ordenador para estudiar el proceso de mezclado y la posición adecuada de la bujía. Otra opción será estudiar el encendido mediante resistencia eléctrica.
3. Caracterización de la mezcla propulsora PMMA-O₂ para cohete híbrido, a través de los datos que se obtengan con la instrumentación. Obtener las diferentes constantes de la expresión del ratio de regresión del combustible (a, n, m, etc.) correspondientes a los diferentes parámetros que se pueden variar en el motor (G, D, P, L, etc.). Ecuación 3.3 y siguientes.
4. Estudiar la posibilidad de utilizar otros oxidantes tales como N₂O₂, H₂O₂, aire comprimido u otros mencionados en la bibliografía. Proceder a la caracterización de estas mezclas PMMA-oxidante.
5. Diseño de un juego de toberas con las que poder observar las diferentes situaciones que se pueden dar en una tobera supersónica (adaptada, onda de choque a la salida, onda de choque oblicua a la salida, etc.). Una experiencia muy interesante podría ser buscar un mismo empuje para las distintas situaciones y observar cómo varía el área de garganta necesaria, así como la relación de áreas en la sección divergente de la tobera. Obtener experimentalmente qué situación aporta mayor empuje para un mismo gasto de oxidante.
6. Diseño de un motor cohete con una relación empuje/peso superior, de tal modo que pueda ser funcional para ser colocado en un cohete. Con los datos de los



anteriores proyectos propuestos, seleccionar la mezcla propulsora y las dimensiones más idóneas a tal efecto.

7. Diseño de un cohete híbrido funcional. Construcción capaz de albergar un motor cohete híbrido y sistema de alimentación de oxidante capaz de alcanzar una determinada altura objetivo.

11. Bibliografía:

- Bates SC. Vortex valve exhaust-driven pressure oscillations in hybrid combustion. [Tesis doctoral]. Massachusetts: Institute of Technology; 1970.
- Hill P, Peterson C. Mechanics and Thermodynamics of propulsion. 2nd ed. Reino Unido: Addison-Wesley; 1992.
- Timnat YM. Advanced chemical rocket propulsion. Reino Unido: Academic Press Inc; 1987.
- Sutton GP. Rocket Propulsion Elements. An Introduction to the Engineering of Rockets. 2nd ed. Hoboken (Nueva Jersey): Wiley; 2010.
- Chiaverini MMJ, Kuo KK, Lu FK. Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion. Estados Unidos: American Institute of Aeronautics and Astronautics; 2007.
- University of Washington [Internet]. Washington; 2013 [04 de Abril del 2013]. Disponible en: <http://www.washington.edu/news/2013/04/04/rocket-powered-by-nuclear-fusion-could-send-humans-to-mars/>
- Oates GC. Aerothermodynamics of gas turbine and rocket propulsion. Reston (Virginia) : American Institute of Aeronautics and Astronautics; 1997.
- Marxman GA. Combustion in the turbulent boundary layer on a vaporizing surface. En: Tenth Symposium (International) on Combustion. Sunnyvale (California): 1965. p. 1337-49.
- Greiner B, Frederick RA. AIAA 92-3301 Results of Labscale Hybrid Rocket Motor Investigation. En: 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Huntsville (Alabama): 1992.

Ref 3.1

- Mead FB, Bornhorst. Certification Tests of a Hybrid Propulsion System for the Sandpiper Target Missile. USAF: 1969. AD0503586.

Ref 3.2

- Laforce P.D. et al., "Technological Development of a Throttling Hybrid Propulsion System," UTC 2215-FR, January 1967.

Ref 3.3

- Lips HR. Experimental Investigation of Hybrid Rocket Engines Using Highly Aluminized Fuels. Journal of Spacecraft and Rockets, 1977; 14 (9): 539-45.

Ref 3.4

- Mc Farlane JS, et al. Design and Testing of AMROC's 250,000 lbf Thrust Hybrid Motor. En: 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Monterey (California): 1993.